

# a e r o d y n a m i k

◀ kapitel 1 ▶



## I N D L E D N I N G

Ved aerodynamik forstås læren om luftens strømning omkring et legeme og de kræfter, som herved opstår på dette.

For piloter - både i motorfly og svævefly - er kendskab til i hvert tilfælde den elementære aerodynamik noget væsentligt, idet flyets opførsel under forskellige forhold, fx under drej, stall, spind mv., kun kan forstås udfra dette kendskab.

For at opnå den bedste udnyttelse af et svævefly under de givne betingelser - opvind, faldvind, mod- og medvind mv. - er et kendskab til flyets præstationer, specielt hastighedspolaren, nødvendigt. Et svævefly kan, som alt andet, overbelastes, og særdeles farlige situationer kan herved opstå for at forhindre dette er der på et svævefly sat en række begrænsninger på fx manøvrer, hastigheder og vægte.

Disse begrænsninger skal naturligvis overholdes; men når piloten kender og forstår årsagerne til dem og dermed forstår, hvilken risiko han udsætter sig - og evt. andre - for ved at overskride dem, vil han ikke let føle sig fristet til at gøre det.

Kræfter  
Opdrift  
Modstand  
Vingens stallings  
egenskaber  
Stabilitet  
Styring  
Flutter

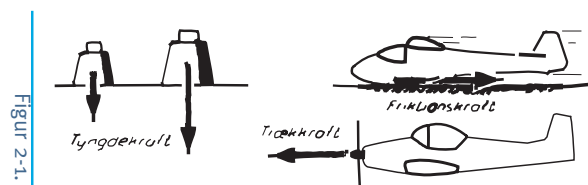
Flyvning i krumme baner  
Belastninger  
Præstationsdata

K R Æ F T E R

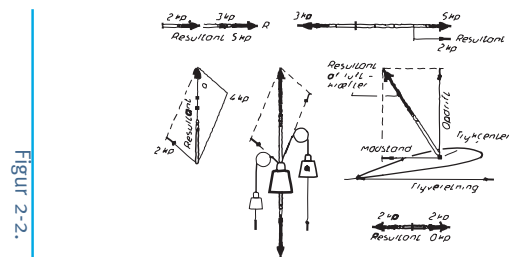
Under flyvning er et svævefly påvirket af kræfter, hvis indbyrdes størrelse og variation er bestemmen- de for flyets præstationer og flyveegenskaber. Den letteste måde at få overblik over, hvor og hvor- ledes kræfterne virker, er at tegne dem ind på de legemer - vinger, ror med mere - som de virker på, og rent tegningsmæssigt at sammensætte flere kræf- ter til én kraft, eller at opløse én kraft i to eller flere kræfter i forskellige retninger.

Afbildning af kræfter

En kraft er kun bestemt fuldstændigt, når både dens størrelse og retning er kendt; på tegninger vises en kraft derfor med et liniestykke, hvis længde angiver kraftens størrelse, og hvis retning angiver kraftens retning på tegningen, idet en pilespids viser kraftens retning på linien.



Eksempler på kræfter.



Sammensætning af kræfter gennem samme punkt.

Sammensætning og opløsning af kræfter

To kræfter, som virker gennem samme punkt, kan erstattes af én kraft, som siges at være resultanten af de to kræfter. Såfremt kræfterne virker i forlængelse af hinanden, lægges disse direkte sammen, og resultanten bliver i samme retning som de to enkeltkræfter [Figur 2-2](#).



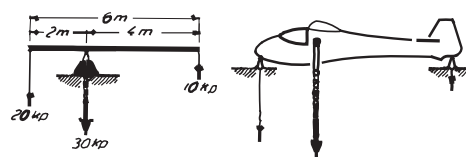
Såfremt kræfterne virker gennem samme punkt, men i forskellige retninger, kan sammenlægningen ikke ske direkte. Størrelse og retning af resultanten kan beregnes; men den findes lettest ved tegning, idet reglen om kræfternes parallelogram anvendes (figur 2-2), således at de to kræfter betragtes som to sider af et parallelogram; resultanten vil da være diagonal i dette parallelogram. Gyldigheden af denne regel kan også eftervises ved forsøg, fx med lodder og trisser som vist på figur 2-2.

For parallelle kræfter, som virker i en vis afstand fra hinanden, kan også findes en resultant; men der må her anvendes en anden metode, der kan karakteriseres som vægtstangsreglen.

Vi tænker os (figur 2-3) de to kræfter virkende på en vægtstang og vil finde det punkt, hvor de to kræfter holder ligevægt. Når punktet er fundet, viser det sig, at  $\text{kraft} \cdot \text{afstand}$  til ligevægtspunktet er lige store for de to kræfter. Denne regel benyttes fx ved bestemmelse af tyngdepunktet for et svævefly ved vejning

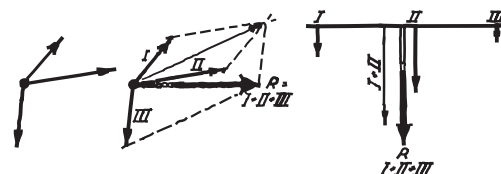
For flere end to kræfter gennem et punkt gælder, at der også for disse kan findes en resultant (figur 2-4),

Figur 2-3.



Sammensætning af parallelle kræfter.

Figur 2-4.



Sammensætning af flere end to kræfter

Figur 2-5.



Opløsning af kræfter.

idet de to og to sammensættes efter parallelogramreglen. Detsamme gælder for parallelle kræfter, idet kræfterne kan sammensættes to og to efter vægtstangsreglen.

På samme måde, som det er muligt at sammensætte kræfter, er det også muligt at opløse en kraft i to (eller flere) kræfter i vilkårlige retninger (figur 2-5). Denne opløsning foregår også efter parallelogramreglen, når man har bestemt sig for de to kræfters komponenters - retning.



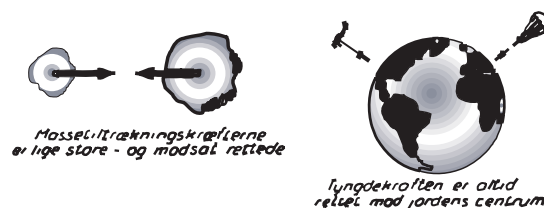
### Tyngdekraften

To legemer (masser) i nærheden af hinanden tiltrækker hinanden med lige store og modsat rettede kræfter (massetiltrækningskræfter). For legemer af almindelig størrelse er disse kræfter dog så små, at de i praksis ikke kan mærkes. Mellem jorden og legemer på jorden eller i nærheden af jorden virker - på grund af jordens store masse - en tiltrækningskraft af betydelig størrelse (figur 2-6). Kraften kaldes for tyngdekraften, og den er altid rettet mod jordens centrum (lodliniens retning).

Alle smådele i et legeme er påvirket af tyngdekraften, som således er jævnt fordelt over hele legemet. Det er nu muligt at sammensætte alle disse småkræfter til én kraft, som virker gennem et bestemt punkt i legemet, tyngdepunktet. Størrelsen af kraften er legemets vægt.

Som vi senere skal se, er tyngdepunktets placering i et fly af væsentlig betydning for dets stabilitet og flyveegenskaber. På figur 2-7 er derfor vist tre metoder til bestemmelse af tyngdepunktets placering, hvoraf dog kun de sidste to er praktisk anvendelige.

Figur 2-6.



Tiltrækningskraft og tyngdekraft.

Figur 2-7.



Tyngdepunktsbestemmelse.



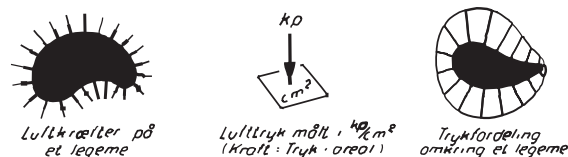
## Luftkræfter

På ethvert legeme indenfor jordens atmosfære virker luftkræfter (figur 2-8), som er forårsaget af luftmolekylernes stød på legemet. Luftkræfterne vil derfor altid være jævnt fordelt over hele legemets overflade. Så- fremt et legeme ikke bevæger sig i forhold til luften, virker der kun trykkræfter på dette. Trykkræfter står altid vinkelret på den overflade, de virker på; de kaldes også normalkræfter.

Størrelsen af luftkræfter på et legeme kan angives i både  $kp$  og  $kp/cm^2$  (evt.  $kp/m^2$ ). Den første benyttes, når der er tale om resulterende kræfter (dvs. resultanten af alle luftkræfter på legemet). Den anden benyttes, når selve trykfordelingen (figur 2-8) om et legeme skal undersøges. For at finde luftkræfternes resultant skal man altså kende både trykfordelingen omkring legemet og dettes overfladeareal.

Foruden de omtalte trykkræfter, som altid virker vinkelret på legemets overflade, findes også luftkræfter, som virker parallelt med legemets overflade (figur 2-9). Disse kaldes friktions- eller gnidningskræfter. De

Figur 2-8.



Luftkræfter.

Figur 2-9.



Gnidningskræfter.

opstår kun, når legemet bevæges i forhold til luften og er altid rettet mod bevægelsens retning.

Som et vigtigt eksempel på trykkræfter kan anføres opdriften på en vinge, som er betinget af, at trykket på oversiden er mindre end trykket på undersiden (se figur 2-21). Vi taler i denne forbindelse om over- og undertryk og forstår herved forskellen mellem trykket på vingens (legemets) overflade og trykket i atmosfæren (hvor den endnu ikke er forstyrret af legemets tilstedeværelse).

Trykket kaldes et overtryk, når det er større på legemets overflade end i den frie atmosfære, og undertryk, når det modsatte er tilfældet. I aerodynamikken benyttes oftest trykenheden  $kp/M^2$  ( $10.000 kp/m^2 = 1 kp/cm^2$ ,  $1 kp/M^2 = 9,81 N/M^2 (Pa)$ ).

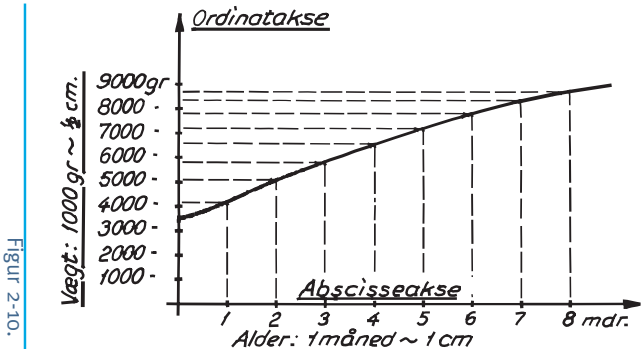
Grafiske afbildninger

Såfremt afhængigheden mellem to størrelser, fx alder og vægt for spædbørn skal undersøges, kan dette gøres ved at opskrive en tabel, hvor de sammenhørende værdier noteres som vist her:

| Alder, måneder • Vægt, gr. |      |      |      |      |      |      |      |      |  |
|----------------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|--|
| 0                          | 1    | 2    | 3    | 4    | 5    | 6    | 7    | 8    |  |
| 3500                       | 4200 | 5100 | 5800 | 6600 | 7200 | 7800 | 8300 | 8700 |  |

Dersom man ønsker et bedre overblik over, hvorledes størrelserne afhænger af hinanden, er det oftest en fordel at tegne en graf, som viser sammenhængen mellem disse.  
Der anvendes da næsten altid som vist på figur 2-10 to akser vinkelret på hinanden. Den vandrette akse kaldes abscisseaksen, den lodrette kaldes ordinataksen, og skæringspunktet kaldes O-punktet; et sådant system kaldes et koordinatsystem.

Ud ad abscisseaksen afsættes punkter, således at 1 måned svarer til 1 cm, og op ad ordinataksen afsættes punkter, således at 1000 gr. svarer til 112 cm.

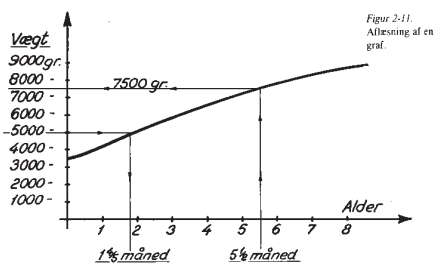


Eksempel på en graf.

I tabellen findes nu, at alderen 4 måneder svarer til vægten 6600 gr. Disse værdier af sættes ud ad henholdsvis abscisse- og ordinataksen, og der tegnes linier parallelt med de to akser, som vist på fig. 2- 10. Liniernes skæringspunkt må da ligge på den søgte graf. Dette gentages for et passende antal punkter, og der kan herefter tegnes en graf mellem alle punkterne. En sådan graf vil, som det ses, give et langt bedre indtryk af udviklingen end den tilsvarende tabel. I mange tilfælde aflæses sammenhørende størrelser direkte på grafen, vi ønsker fx at finde vægten svarende til alderen 5 1/2 måned; herfra gås lodret op til skæring med grafen. Fra dette punkt gås vandret til venstre, indtil ordinataksen skæres, hvor vægten 7500 gr. aflæses som vist på figur 2-11. På tilsvarende måde kan også findes alderen svarende til en vis vægt, fx 5000 gr. svarer til ca. 1,8 måned.



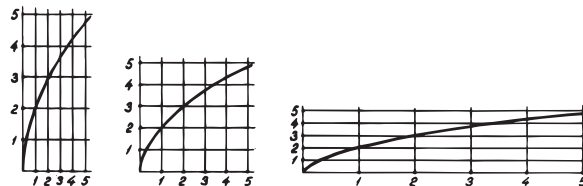
Figur 2-11.



Aflæsning af en graf.

Ved at vælge forskellige målestoksforhold for alder og vægt kan udseendet af en graf ændres som vist på figur 2-12. Såfremt to grafer, som beskriver samme afhængighed mellem to størrelser, direkte skal sammenlignes, skal målestokforholdene derfor være de samme for de to grafers akser. Det bemærkes, at koordinatsystemets O-punkt ikke altid svarer til o for de størrelser, som afsætte ud ad akserne.

Figur 2-12.

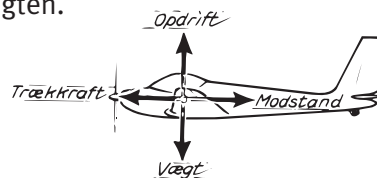


Samme graf tegnet med forskellige målestoksforhold.

### Ligeudflyvning

På et fly under ligeudflyvning virker fire kræfter: Vægt, opdrift, trækraft  $t$  og modstand. På figur 2-13 er vist disse kræfter virkende på et motorsvævefly (for simpelhedens skyld). På flyet vil under alle omstændigheder virke en tyngdekraft, hvis størrelse er flyets vægt, og hvis retning altid vil være lodret nedad. Tyngdekraften er jævnt fordelt over hele flyet, men er på figur 2-13 vist som én kraft virkende gennem flyets tyngdepunkt. For at flyet skal kunne flyve vandret må der på flyet virke endnu en kraft, som skal være nøjagtig lige så stor og modsat rettet tyngdekraften. Denne kraft kaldes opdriften; den er jævnt fordelt over flyets vinger, men den er på figur 2-13 vist som en resulterende kraft, som (for ligevægtens skyld) virker på samme lodrette linie som vægten.

Figur 2-13.

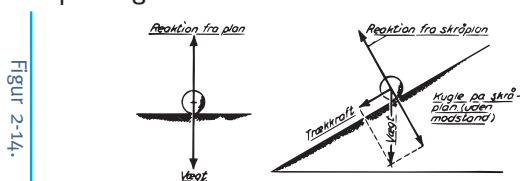


Kræfter på et motorsvævefly under ligeudflyvning.

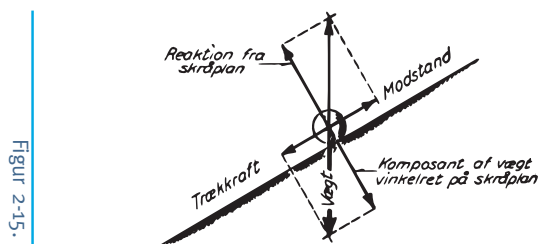
For at skaffe denne opdrift må, som vi også senere skal se, vingerne bevæges frem gennem luften, hvorved også skabes luftmodstand; og for at kunne opretholde flyvehastigheden, må denne modstand ophæves af en trækraft, der på [figur 2-13](#) stammer fra propellen. Der gælder altså to ligninger: Opdrift = vægt og trækraft modstand.

Trækraften kan skaffes med motor og propel, jetmotor, raketter, evt. en startwire; men under den frie svæveflyvning benyttes udelukkende en del af tyngdekraften som trækraft. Hvorledes dette kan lade sig gøre, kan anskueliggøre som vist på [figur 2-14](#).

En kugle på et vandret plan er kun påvirket af sin vægt og en ligeså stor og modsat rettet kraft, kaldet reaktionen fra planet; der er i dette tilfælde ingen trækraft på kuglen.



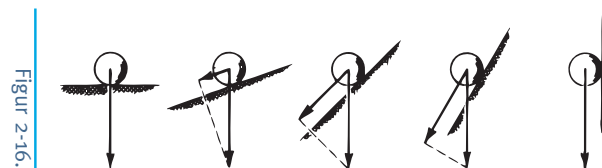
Trækraft



Kugle, der ruller med konstant hastighed ned ad et skråplan.

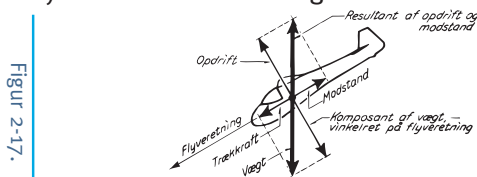
For en kugle på et skråplan bliver det noget anderledes. Når man opløser tyngdekraften (vægten) i to komponenter, ser man, at komponenten vinkelret på planet bliver ophævet af reaktionen fra planet. Komponent parallel med planet bliver ikke ophævet af noget, og kuglen vil da trille ned ad planet med voksende hastighed, indtil luftmodstand og friktionsmodstand bliver ligeså store som trækraften herefter vil den som vist på [figur 2-15](#) trille videre med konstant hastighed.

Som det ses på [figur 2-16](#), afhænger trækraften af skråplanets vinkel med det vandrette plan, således at trækraften stiger med voksende vinkel, indtil kuglen falder lodret, i hvilket tilfælde hele vægten virker om trækraft.



Trækraftens forøgelse med voksende vinkel.

Sammenlignes kuglen på [figur 2-15](#) med svæveplanet på [figur 2-17](#), ses det, at kræfterne på dette svarer til kræfterne på kuglen, bortset fra, at reaktionen fra skråplanet er erstattet af opdriften fra vingerne. Såfremt svæveflyet flyves vandret, vil hastigheden stadig aftage, idet trækkræften her er nul. Jo stejlere svæveflyet glides, des større bliver trækkræften, og desto større bliver flyvehastigheden. Trækkræften og hermed flyvehastigheden afhænger altså kun af flyets af stilling i forhold til det vandrette plan. Hvorvidt svæveflyet synker, flyver vandret eller stiger i forhold til jorden, afhænger af luftens lodrette bevægelse i forhold til jorden. Såfremt luften stiger ligeså meget, som svæveflyet synker, vil det flyve vandret i forhold til jorden, men dets næse vil stadig pege nedad, og det vil synke i forhold til omgivende luft.



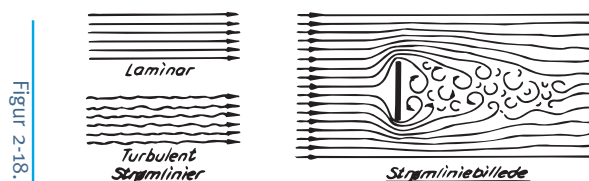
Figur 2-17.  
Kræfter på et svævefly under glidning.

## O P D R I F T

### Opdriftens fremkomst

Opdriften er nødvendig for at ophæve svæveflyets vægt. Opdriften skabes i det væsentlige omkring svæveflyets vinger, dog kan haleplan og krop også give et lille bidrag. For at undersøge, hvordan opdriften fremkommer, er det nødvendigt først at forklare begreberne strømlinier og strømliniebilleder ([figur 2-18](#)).

Ved en strømlinie forstås en tegning af den bane, som en luftpartikel gennemløber med tiden. Såfremt der tegnes banekurver for en hel række luftpartikler, fås et udmærket billede af strømmingen fx omkring et legeme; dette billede kaldes et strømliniebillede.



Figur 2-18.  
Strømlinier og strømliniebillede.



Såfremt strømniebilledet tegnes således, at der er konstant afstand mellem strømnieerne, fx som vist til venstre på figur 2-19, kan også luftens hastighed aflæses. På figur 2-19, som viser strømniebilledet for en strømning gennem et rør med en forsnævring - et såkaldt venturirør - ses, at strømnieerne ligger tættere, jo mindre tværsnittet er; samtidig må luftens hastighed stige med det mindre tværsnit, altså vil tættere liggende strømnieer betyde større hastighed i samme strømniebillede. På figuren er også vist, hvorledes trykket på væggen af venturirøret - og dermed i strømningen - varierer, og det ses, at dette tryk falder med stigende lufthastighed. Hvor tværsnittet er mindst, er hastigheden størst og trykket mindst. At trykfordelingen virkelig er således, kan bl.a. eftervises ved forsøg.

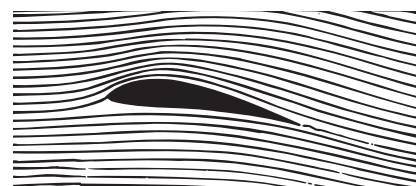
For at få en vis forståelse af, hvorledes opdriften skabes på en vinge, er det lettest at se på strømniebilledet af strømningen omkring et typisk vingeprofil. Et vingeprofil er normalt et strømnieformet legeme, hvor oversiden er mere krum end undersiden. Strømniebilledet omkring et sådant profil vil normalt blive som vist på figur 2-20.

Figur 2-19.



Strømning gennem et venturirør.

Figur 2-20.



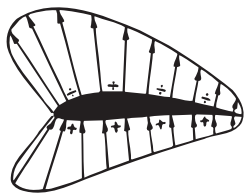
Strømning omkring et vingeprofil,

Det ses, at luftstrømmen deler sig til over- og underside på profilet ved forkanten af dette, samt at strømnieerne ligger tættere på oversiden af profilet end på undersiden. Dette viser, at luftens hastighed er større på oversiden af profilet end på undersiden, og heraf følger atter, at der skabes et undertryk på oversiden af profilet og et overtryk på undersiden af profilet. Disse over- og undertryk skaber tilsammen opdriften på vingen.

Trykkene på profilet kan måles på samme måde som for venturirøret, og der vil vise sig forskellige trykfordelinger afhængig af profilets stilling i luftstrømmen. På figur 2-21 er vist en karakteristisk trykfordeling.

Alle trykkræfterne kan, som vist på [figur 2-17](#), samles til én resultant, der virker gennem et punkt i profilet, som kaldes dettes trykcenter. Resultanten opløses normalt i to komponenter, én parallel med flyveretningen, der viser luftmodstanden på profilet, og én vinkelret på flyveretningen, der viser opdriften på profilet. Bemærk, at opdriften kun er lodret, såfremt flyet flyves vandret.

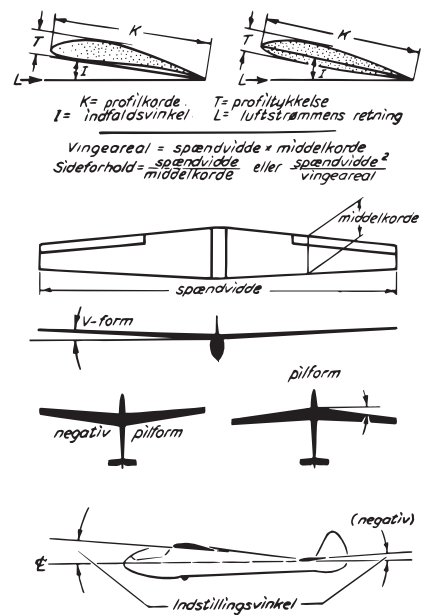
Figur 2-21.



Trykfordeling omkring et vingeprofil.

### Betegnelser på profiler og vinge

Før vi går over til at se, hvad opdriftens størrelse afhænger af, skal nævnes nogle almindeligt anvendte betegnelser på profiler og vinge, se [figur 2-22](#). Profilkorden, er en linie lagt gennem profilet, udfra hvilken profilet måles op. Profilkorden er en linie tegnet fra profilets skarpe bagkant til forkanten. På [figur 2-22](#) er vist et par karakteristiske eksempler.



Figur 2-22.

Betegnelser på profiler og vinger. 7

Profilets længde angives også som profilets korde, således som det ligeledes fremgår af [figur 2-22](#). Indfaldsvinklen er vinklen mellem profilkorden og luftstrømmens retning (også flyveretningen). Indstillingsvinklen er vinklen mellem Profilkorden og en fast basislinie i flyet, fx kropoversiden ell. lign.

Profiltykkelsen måles som vist, den angives altid i % af profilkorden. For et profil angives normalt kun største tykkelse.



Spændvidden er afstanden fra vingetip til vingetip. Vingearealet er arealet af vingerne set lodret fra oven. Bemærk, at vingerne »forlænges« gennem kroppen, og at denne del også regnes med.

Middelkorden er gennemsnitsværdien af alle profilkorder i vingen.

Sideforholdet er forholdet mellem spændvidden og middelkorden. Som vist på figur 2-22 kan sideforholdet også udtrykkes ved spændvidde x spændvidde delt med vingeareal.

Pilformen er den vinkel, som vingens forkant danner med flyets tværakse. Den er positiv, såfremt forkanten er drejet bagud i forhold til tværaksen, og negativ, når den er drejet fremad.

V-formen er den vinkel, som vingens underkant danner med det vandrette plan. Den er positiv, såfremt underkanten er drejet opad i forhold til det vandrette plan, og negativ, når den er drejet nedad.

Vingebelastningen for et fly er forholdet vægt vingeareal, normalt målt i  $\text{kp/m}^2$ .

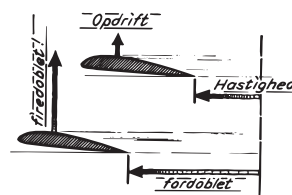
Vingebelastningen er et udtryk for, hvor mange  $\text{kp}$  opdrift hver  $\text{m}^2$  af vingerne i gennemsnit giver.

### Opdriftens størrelse

Størrelsen af opdriften på en vinge afhænger af flere faktorer, hvoraf skal nævnes: Luftens vægtfylde og hastighed, vingeareal, profilform og indfaldsvinkel. Med større vægtfylde af luften fås - under i øvrigt samme forhold - større opdrift. Opdriften er proportional med luftens vægtfylde, dvs. fx 10% større vægtfylde giver 10% større opdrift.

Såfremt luftens hastighed i forhold til vingen fordobles, vil opdriften firedobles. Såfremt hastigheden tredobles, vil opdriften vokse 9 gange osv. Opdriften er således proportional med hastighedens kvadrat (figur 2-23).

Figur 2-23.



Opdriften vokser med kvadratet på hastigheden.

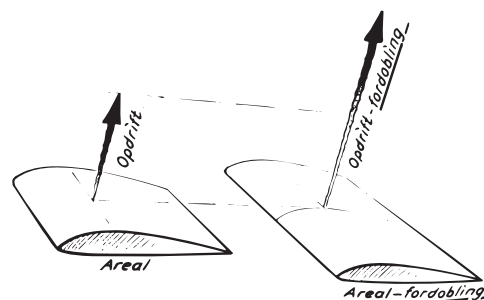


Årsagen til disse variationer er, at over- og undertrykkene omkring profilet netop varierer på disse måder med luftens vægtfylde og hastighed. Ligeledes er opdriften proportional med vingeararealet. Såfremt dette fx halveres, vil også opdriften halveres, og omvendt (figur 2-24).

Opdriftens størrelse afhænger desuden i høj grad af profilets form. I almindelighed vil et tykt krumt profil - under samme forhold - give mere opdrift end et tyndt ret profil (figur 2-25).

Men som det også kan ses af profilernes form, vil det krumme tykke profil give større modstand end det tynde rette profil, specielt ved højere hastigheder. Til langsomme svævefly vil man derfor normalt vælge et tykt krumt profil, medens man til hurtige svævefly vil vælge et tyndt ret profil. Selvom flyvehøjden (luftens vægtfylde) og flyvehastigheden samt vingearreal og profil holdes konstante, kan opdriften dog varieres meget betydeligt ved at ændre profilets indfaldsvinkel (figur 2-26).

Figur 2-24.



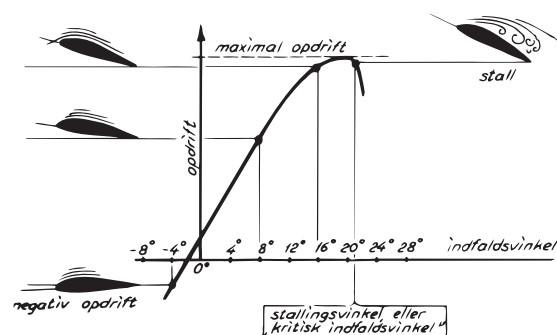
Opdriften er proportional med vingeararealet.

Figur 2-25.



Forskellige profilformer.

Figur 2-26.



Opdriftens afhængighed af indfaldsvinklen.



Ved en lille negativ indfaldsvinkel (mellem  $-2$  og  $7^\circ$ ) er opdriften 0. Når indfaldsvinklen forøges herfra, stiger opdriften jævnt til indfaldsvinklen  $8-12^\circ$ , herefter stiger den mindre og mindre og opnår sin største værdi ved  $15-20^\circ$ , hvorefter den falder mere eller mindre pludseligt. De værdier, som opnås i praksis, afhænger naturligvis af profilets form, men indfaldsvinklerne ligger normalt i de angivne områder. Jo større indfaldsvinkel, profilet har, des større bliver hastighedsforøgelsen over profilet og hastighedsformindskelsen under profilet. Herved vokser under- og overtryk, hvorved opdriften stiger. Men ved en bestemt indfaldsvinkel ( $15-20^\circ$  afhængig af profilet) kan luftstrømmen ikke følge profilets overside mere; den slår fra og giver hvirvler, som ødelægger undertrykket på oversiden delvis. Dette fænomen kaldes stalling. For et bestemt profil sker stalling altid ved samme indfaldsvinkel - stallingsvinklen - ikke nødvendigvis ved samme flyvehastighed.

Som nævnt ændrer trykfordelingen sig med indfaldsvinklen, og herved vandrer trykcentret normalt som vist på figur 2-27. Med voksende indfaldsvinkel vandrer trykcentret fremad indtil stall, hvor det atter rykker tilbage.

Figur 2-27.



Trykcentrets vandring med voksende indfaldsvinkel.

Under normal flyvning (indfaldsvinkel  $4-10^\circ$ ) ligger trykcentret ca. 30% tilbage fra vingeforkanten. Trykcentervandringen har en vis betydning for flyets stabilitetsforhold samt for vingens belastning (vridningspåvirkning).

### Afhængighed mellem indfaldsvinkel og flyvehastighed

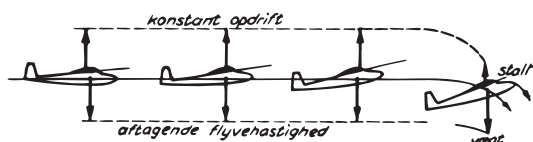
Under glideflyvning er opdriften på vingen mindre end vægten, hvilket kan ses af kraftdiagrammet figur 2-17. I det hastighedsområde, som normalt anvendes, er imidlertid forskellen meget lille, således at der normalt skal skaffes en opdrift, som praktisk taget er lig med vægten af flyet. Da der under flyvning ikke er mulighed for at ændre på vingeareal, profil og luftens vægtfylde, men kun på flyvehastighed og indfaldsvinkel, må der altid være en bestemt sammenhæng mellem disse to størrelser.

Såfremt svæveflyets hastighed formindskes, vil opdriften straks blive mindre; og for at holde opdriften størrelse, må indfaldsvinklen forøges. Såfremt hastigheden stadig formindskes (fx under vandret flyvning), må indfaldsvinklen stadig forøges.



dette er dog kun muligt, indtil stalling sker: herefter vil flyet uhjælpeligt falde (figur 2-28).

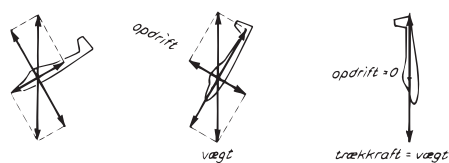
Figur 2-28.



Afhængighed mellem flyvehastighed og indfaldsvinkel.

Ved kraftige dykninger (fra ca. 30° dykvinkel) er opdriften kendeligt mindre end vægten, og ved 90° dyk (figur 2-29) er opdriften 0 og hele vægten er trækraft. Indfaldsvinklen vil da normalt være negativ.

Figur 2-29.



Opdriftens aftagen ved stigende dykvinkel.

## MODSTAND

Når et legeme bevæges i forhold til luften, vil der opstå en modstand mod bevægelsen. Denne luftmodstand kan deles op i flere arter, hvoraf her skal omtales gnidningsmodstand, formmodstand, induceret modstand og interferensmodstand.

### Grænselaget

På grund af gnidning mellem luften og et legemes overflade vil luften i et tyndt lag omkring legemet blive afbremset således, at hastigheden er 0 ved legemets overflade som vist på figur 2-30. Dette lag kaldes grænselaget. Det har en tykkelse fra ca. 0,1 mm op til 4-5 mm.

Grænselaget har afgørende betydning for karakteren af strømmingen omkring legemet og hermed også fx for modstands-, opdrifts- og stallingsegenskaber for en vinge.

Når luften møder et legeme (fx en vinge), vil luftlagene i grænselaget i begyndelsen glide jævnt over hinanden som vist på figur 2-31 og danne et laminært grænselag.

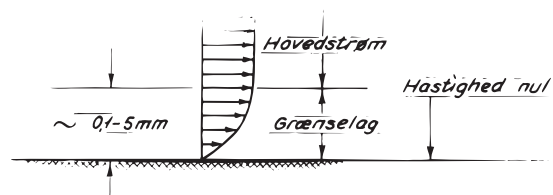
Længere tilbage på legemet sker et pludseligt omslag, således at grænselaget bliver turbulent, idet der dannes små hvirvler - »krøluld« - i dette. Efterhånden som luften i grænselaget afbremses, og især hvis overfladen er buet, kan det ske, at grænselaget slår fra overfladen, inden bagenden af legemet er nået. Grænselaget siges da at separere, og der dannes store hvirvler i strømningen.

Det laminare grænselag giver langt mindre gnidningsmodstand end det turbulente, men har større tendens til at separere.

### Gnidningsmodstand

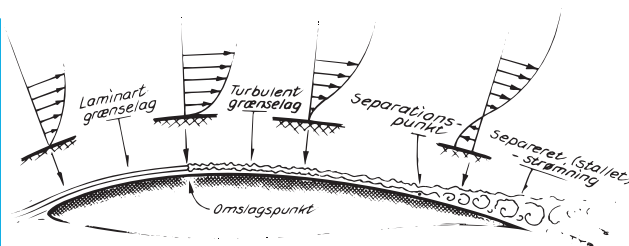
Som det fremgår at det foranstående, dannes gnidningsmodstanden i grænselaget som antydnet på figur 2-32. Gnidningsmodstandens størrelse vil være proportional med overfladens størrelse, lufthastigheden og vægtfylden samt ikke mindst afhængig af, hvornår grænselaget slår over fra laminart til turbulent.

Figur 2-30.



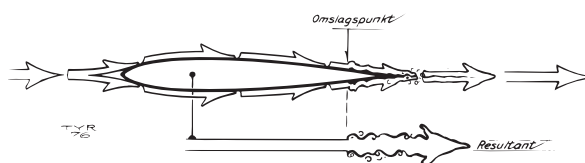
Hastighedsfordeling gennem grænselag.

Figur 2-31.



Strømnings- og grænselagstyper langs et legeme. Pilene angiver hastighedsfordelingen i grænselaget.

Figur 2-32.



Gnidningsmodstand på et legeme.



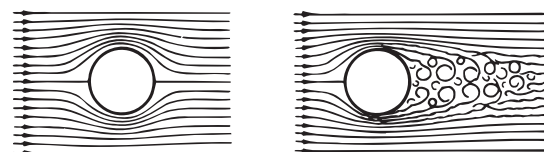
### Formmodstand

På figur 2-33 er til venstre vist strømmingen omkring en kugle, såfremt luftstrømmen stadig kunne følge dens overflade uden at separere. En sådan strømning ville - bortset fra gnidningsmodstand - ikke give nogen luftmodstand. I praksis (figur 2-33 til højre) vil grænselaget - selvom det bliver turbulent - separere, og der dannes store hvirvler i luftstrømmen, der forårsager en modstand, som kaldes formmodstanden.

På tykke og kantede legemer (figur 2-34 øverst), hvor grænselaget separere, vil der altid være stor formmodstand.

Ved at udforme legemerne slanke og afrundede (figur 2-34 nederst) kan man opnå, at grænselaget følger overfladen helt til legemets bagende. Bag sådanne strømliniede legemer vil der kun være et lille »hvirvelslæb«, og formmodstanden vil være tilsvarende lille. Formmodstandens størrelse afhænger af luftens hastighed og vægtfylde samt tværsnitsarealet og i høj grad af legemets form.

Figur 2-33.



Strømliniebillede omkring en kugle. Til venstre det ideale tilfælde, til højre i praksis.

Bemærk at for legemer af samme form er overfladeareal og tværsnitsareal proportionale, hvorfor modstanden kan siges at være proportional med både det ene og det andet areal.



Formmodstand. Legemer med stor formmodstand.

Figur 2-34.

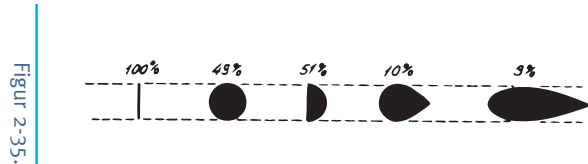


Legemer med lille formmodstand.

**Profilmodstand**

Summen af form- og gnidningsmodstanden kaldes profilmodstanden. For almindelige legemer er den også hele luftmodstanden. Profilmodstanden for legemer af samme form er proportional med luftens vægtfylde, hastighedens kvadrat og proportional med tværsnitsarealet.

På figur 2-35 er vist, hvor stor indflydelse formen har på luftmodstanden. For vingens vedkommende er sagen noget mere kompliceret, idet man her må tage hensyn til endnu en form for modstand, nemlig den inducerede modstand.



Luftmodstandens størrelse på forskellige legemer.

Figur 2-36.



Induceret modstand.

**Induceret modstand**

Denne modstand dannes i det væsentlige ved vingetipperne, idet luften på vingens underside, hvor der normalt er overtryk, løber op på oversiden, hvor der er undertryk, og delvis udligner dette et stykke ind på vingen (figur 2-36).

Den inducerede modstand forårsages altså af opdriften på vingerne; såfremt der ingen opdrift var, ville der heller ikke være induceret modstand (men naturligvis profilmodstand). Da vingerne bevæger sig frem gennem luften, vil bevægelsen ved vingetipperne, som vist på figur 2-36, danne en hvirvel, som vil efterlades bag vingen. Virkningen af disse hvirvler kan ses, hvis man binder fx et stykke tråd til vingetippen.

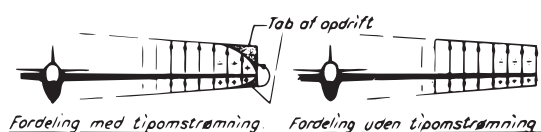
Såfremt der ikke var tipomstrømning, ville opdriften som vist på figur 2-37 holde sig konstant helt ud til vingetippen. Ved tipomstrømning tabes opdrift, og vingen skal flyves med lidt større indfaldsvinkel for at give samme opdrift. Ved utætte samlinger, specielt mellem vinger og krop, vil der forekomme tilsvarende trykudligninger og dermed hvirveldannelse og forøget modstand.



Størrelsen af den inducerede modstand afhænger af opdriften på vingen, flyvehastigheden, luftens vægtfylde samt vingens sideforhold og form. Det viser sig, at ellipseformede vinger giver den mindste inducerede luftmodstand; men i almindelighed foretrækkes trapezformede vinger, der er omtrent lige så gode, på grund af den enklere form. Endvidere vil vingen med stort sideforhold give mindre induceret modstand end en vinge med samme areal med mindre sideforhold.

Endelig vil den inducerede modstand stige med opdriftens kvadrat, medens den - i modsætning til de andre modstandsformer - vil aftage med stigende hastighed (omvendt proportional med hastighedens kvadrat)

Figur 2-37.



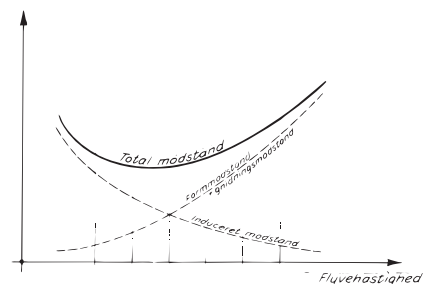
Randtabet.

### Modstandens variation med flyvehastigheden

På figur 2-38 er illustreret, hvorledes den totale luftmodstand på et svævefly varierer med flyvehastigheden, idet det også vises, hvorledes den inducerede modstand og profilmodstanden hver bidrager til totalmodstanden.

Som det ses, er flyets præstationer ved lav flyvehastighed i høj grad afhængige af den inducerede modstand og hermed sideforholdet, medens dets præstationer ved høj hastighed i større grad afhænger af profilets og flyets gunstige strømlinieform.

Figur 2-38.



Hvordan modstanden varierer med flyvehastigheden.



### Interferensmodstand

Alle steder på et fly, hvor der er skarpe indadgående hjørner, fx ved overgang mellem vinge og krop, kan der ligeledes dannes hvirvler, som betyder forøget modstand (figur 2-39). Denne form for modstand kaldes interferensmodstand, idet den fremkommer ved to deles gensidige indvirkning. Interferensmodstanden kan holdes lille ved omhyggeligt udformet overgang mellem de to dele.

### Udformning af svævefly for at opnå mindst mulig luftmodstand

Luftmodstanden er vel den vigtigste enkeltfaktor af betydning for svæveflyets præstationer. I det følgende er derfor kort gennemgået, hvad der kan gøres (er gjort) for at nedsætte luftmodstanden, idet de enkelte modstandsformer gennemgås hver for sig.

**Formmodstand:** Så snart grænselaget følger et legemes overflade uden at separere, kan der ikke gøres meget for at nedsætte formmodstanden. En yderligere »strækning« af legemet vil forøge gnidningsmodstanden,

Figur 2-39.



Interferensmodstand.

gøre grænselaget tykkere og hermed også forøge formmodstanden (større hvirvelslæb).

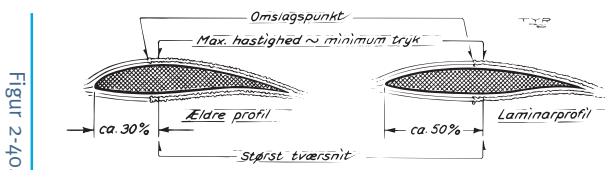
**Gnidningsmodstand:** Der er her mulighed for at nedsætte modstanden, såfremt grænselaget kan holdes laminart længere tilbage på fx et vingeprofil, og det er netop, hvad man søger opnået med laminarprofiler.

For det laminare grænselag gælder, at dette bliver mere og mere ustabil, jo længere luften i grænselaget bevæger sig ind over profilet, hvorfor det på et tidspunkt slår om til turbulent grænselag eller separerer.

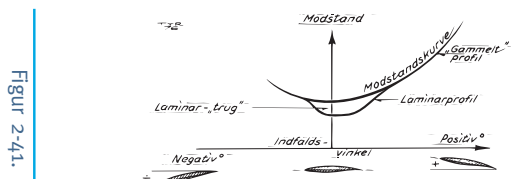
Hvornår og hvor på profilet dette sker, er betinget af flere faktorer, hvoraf de vigtigste er;

- Profilets form
- Vingens overfladebeskaffenhed
- Luftens hastighed (flyvehastigheden).

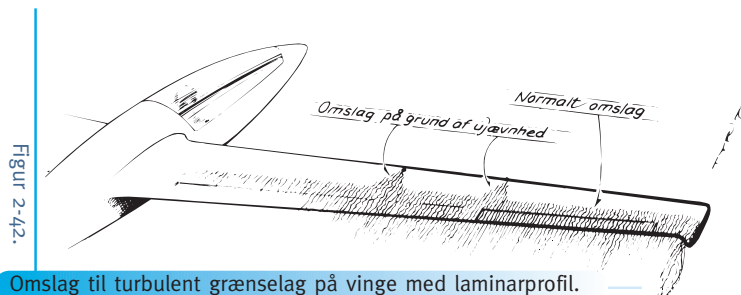
For at holde grænselaget laminart skal lufthastigheden langs profilet være stadig stigende (trykket fallende). Den maximale hastighed opnås der, hvor profilet er tykkest, og på laminarprofilet vælger man derfor det tykkeste tværsnit længere tilbage på profilet som vist på [figur 2-40](#).



Grænselag på et »normalt« profil og et laminarprofil.



Sammenligning mellem modstand for »normalt« profil og laminarprofil.



I forhold til almindelige profiler har laminarprofilet betydelig mindre modstand -men kun over et begrænset indfaldsvinkel- og hastighedsområde (laminar »truget«) som skitseret på [figur 2-41](#). Ved at variere profilets krumning kan man iøvrigt flytte laminar »truget« inden for et vist indfaldsvinkelområde.

Vingens overflade skal fremstilles og vedligeholdes således, at ujævnheder, bølger, buler, snavs m. v. ligger inden for grænselagets tykkelse (få tiendedele mm), da det ellers vil slå om som vist på [figur 2-42](#). De fleste laminarprofiler er derfor også følsomme over for regndråber på overfladen. Strømningsforløbet i grænselaget er afhængig af flyvehastigheden og er - for de fleste laminarprofiler - mere kompliceret end vist på [figur 2-31](#).

På [figur 2-42A-a](#) er vist strømningsforløbet ved relativt høj flyvehastighed. Omslagspunktet ligger relativt langt fremme, og grænselaget går direkte fra laminart til turbulent.

[Figur 2-42A-b](#) viser strømningens forløb ved lavere flyvehastighed. Det laminare grænselag går længere tilbage på profilet; men i stedet for at slå om, separerer grænselaget og danner en større laminar »boble«, hvis bagside atter hæfter sig til profilet med påfølgende turbulent grænselag.

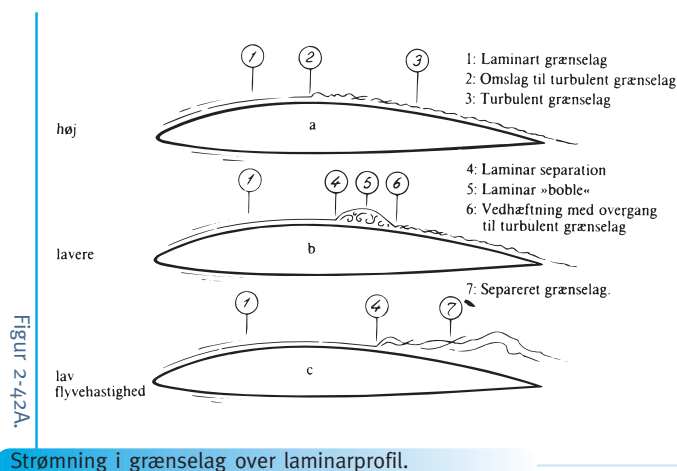
Sænkes flyvehastigheden yderligere, nås et punkt, hvor laminarboblen åbner sig, og profilet staller som vist på [figur 2-42A-c](#).

Laminarbobler kan optræde både på over- og underside af profiler. De indeholder hvirvler og forårsager, at såvel gnidnings- som formmodstand vokser.

Laminarbobler kan imidlertid undgås ved, at man med en »turbulator« indfører turbulens i det laminare grænselag, inden det separerer, hvorved det slår om til turbulent grænselag uden separation.

Der kan hertil anvendes en »turbulensstrimmel« (mekanisk turbulator), fx bestående af en tynd plasticstrimmel (tape) med indpressede små forhøjninger,

der klæbes på vingeoverfladen lige før separationspunktet, eller som 0,5 mm tyk siksak-tape.



Strømning i grænselag over laminarprofil.



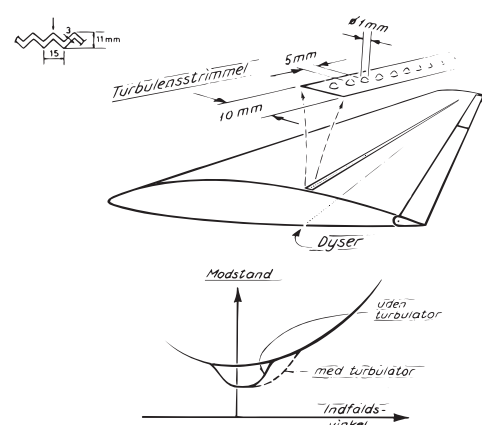
Ved en anden metode (pneumatisk turbulator) blæser man ganske fine luftstråler ud i det laminare grænselag gennem en række meget små luftdyser i vingeoverfladen. Der skabes tilstrækkelig turbulens til et omslag, og hullerne generer ikke strømmingen ved høj flyvehastighed, hvilket kun ske for turbulensstrimmelens vedkommende.

Begge metoder anvendes i dag (1990; På svævefly, mest på vingens underside, men fx også foran rorflader. Metoderne er skitseret på figur 2-42B.

Imidlertid har turbulatoren kun virkning ved lavere flyvehastigheder, idet laminarboblerne - som nævnt - forsvinder ved højere hastigheder samtidigt med, at omslagspunktet bevæger sig fremad på profilet, Turbulatorens virkning på modstanden svarer derfor til en udvidelse af laminar »truget« som vist på figur 2-42B.

Der findes dog muligheder for - ved såkaldt grænse-lagskontrol - at udstrække det laminare grænselag til hele vingeoverfladen, hvorved der kan opnås en meget betydelig nedsættelse af gnidningsmodstanden ved såvel lav som høj flyvehastighed.

Figur 2-42B.



Vinge med turbulator på over- og underside, samt virkning heraf på vingens modstand.



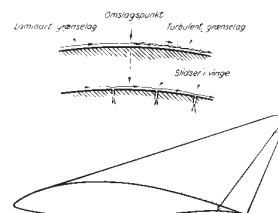
Den mest effektive form for grænselagskontrol (eng.: BLC - Boundary Layer Control) er at fjerne det laminare grænselag inden omslagspunktet. Dette kan opnås som vist på figur 2-42C ved fx at forsyne vingen med langsgående smalle slidser og suge grænselaget ind i vingen. Bag slidsen dannes herefter et nyt grænselag af luft udefra, og forsynes vingen med et passende antal slidser, kan der opnås laminart grænselag over hele vingen.

En anden mulighed er at forsyne vingens overflade med et meget stort antal små huller som vist på figur 2-42D, således at grænselagets inderste dele suges bort kontinuerligt, og endelig kan anvendes et porøst materiale til vingens overflade.

Brugen af grænselagskontrol som skitseret ovenfor skulle kunne give en modstandsformindskelse så 30-40% svarende til, at max. glidetotal kunne stige fra fx 55 til 75.

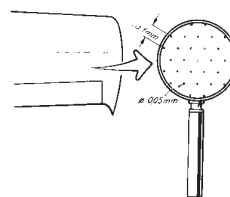
Imidlertid kræver afsugning af grænselaget fjernelse af betydelige mængder luft, hvilket kun kan opnås ved hjælp af et pumpearrangement. som under alle omstændigheder kræver energi.

Figur 2-42C.



Vinge med grænselagskontrol ved afsugning gennem slidser af laminart grænselag inden omslag/separation.

Figur 2-42 D.



Det samme gennem utallige små huller eller porøs overflade.



For et motorfly kan energien tages fra motoren, medens man for svæveflyet må bruge andre energikilder, fx en vindmøllepropel bag vingen. Propellen vil øve luftmodstand og derved ophæve en del af modstandsformindskelsen på vingen.

Principperne for grænselagskontrol har været kendt i mange år, og det er hovedsagelig de teknologiske problemer, der indtil nu har hindret dens brug i praksis.

Imidlertid vil - for svævefly - grænselagskontrol være den sidste større mulighed for væsentlige forbedringer af flyenes præstationer, og man kan i fremtiden forvente stor aktivitet på dette område.

For fuldstændighedens skyld skal omtales, at grænselagskontrol også anvendes for turbulente grænselag; men da er formålet alene at forhindre eller udsætte separation. I praksis kan dette gøres ved at blæse store mængder luft langs grænselaget. Dette anvendes fx på oversiden af flaps (eng.: Blown Flaps) for at gøre disse mere effektive ved stort udslag.

Luften kan tages fra en kompressor (fx fra en jetmotor): men den slids (eng.: Slot), som ofte findes foran flaps eller krængeror, har i virkeligheden samme virkning.

For svæveflyets krop og rorflader gør man sig de samme overvejelser for så vidt muligt at holde laminart grænselag også på disse. Især på den forreste del af kroppen søger man at undgå fremspring og ujævnheder fx ved at få hutten til at slutte så tæt som muligt til kroppen uden fremspringende kanter og uden spalter, hvorigennem der kan »lække« luft, som bl.a. kan forårsage omslag til turbulent grænselag.

Såfremt der konstateres uheldige separationer af laminart grænselag på kroppen, er der her mulighed for at anvende turbulator som på vingen, og separerer det turbulente grænselag, kan dette i visse tilfælde forhindres ved at sætte rækker af små metalvinkler skråt på i luftstrømmen (eng.: Vortex Generators). De hvirvler, der dannes efter metalvinklerne, vil forårsage kraftig udskiftning af luft i grænselaget, hvorved dette holdes i bevægelse, og separation undgås.



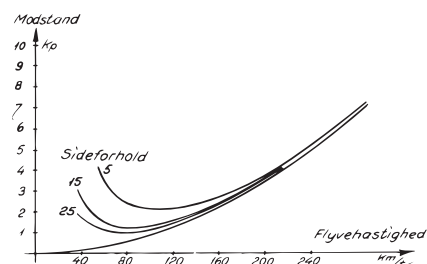
Den sidstnævnte teknik har dog - så vidt vides - kun været anvendt på motorfly.

**Induceret modstand:** Konstruktionsmæssigt kan man formindske den inducerede modstand ved at forøge vingealet og sideforhold. Imidlertid vil en forøgelse af vingealet give forøget profilmodstand, og man benytter derfor i praksis hellere et stort sideforhold.

Som skitseret på figur 2-43 vil et større sideforhold give mindre totalmodstand over hele hastighedsområdet, men virkningen er størst ved lav flyvefart svarende til stor indfaldsvinkel.

For motorfly, hvor profilmodstanden normalt er ret stor, benyttes ikke særlig store sideforhold, idet den inducerede modstand er uvæsentlig sammenlignet med profilmodstanden ved flyets marchhastighed. For svævefly, hvor profilmodstanden er lille, og hvor man ofte flyver ved lav hastighed fx under termikflyvning, benytter man så stort et sideforhold som muligt.

Figur 2-43.

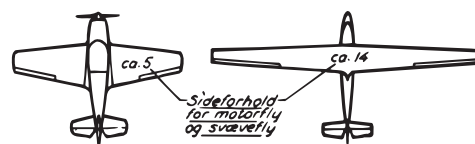


Sideforholdets indflydelse på modstanden.

Det bemærkes endelig (jævnfør figur 2-78), at det også er den inducerede modstand der forøges under g-påvirkning (fx under drej).

**Afsluttende bemærkninger** Jo mindre profilmodstand og induceret modstand bliver, des større betydning får de »sekundære« modstandstyper, herunder interferensmodstand samt modstand fra utætte samlinger etc. Udformningen af et svævefly er resultatet af en op- timeringsproces, i hvilken indgår overvejelser vedrørende modstand sammen med ønsker og krav til flyets flyveegenskaber (styring og stabilitet), styrke og stivhed mv. samt - ikke mindst - økonomiske overvejelser.

Figur 2-44.



Motorfly med lille sideforhold og svævefly med større sideforhold (svævefly med sideforhold på ca. 20 er almindelige i dag, se figur 1-14.



## V I N G E N S   S T A L L I N G S E - G E N S K A B E R

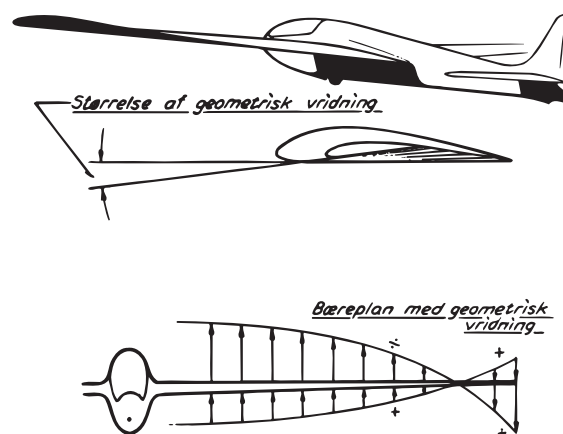
Foruden at en vinge har gode opdrifts- og modstandsegenskaber må også kræves, at den har gode stallingsegenskaber.

Der må kræves:

- 1) at vingen advarer (normalt ved at flyet ryster) i god tid, før det staller,
- 2) at starlet sker blødt, samt
- 3) at det staller fra rod mod tip, således at krænger orene beholder deres virkning så længe som muligt.

De forskellige vingeprofiler har vidt forskellige stallingsegenskaber. Et »spidsnæset« profil vil normalt stalle voldsommere end et »rundnæset« profil, og et krumt profil vil normalt have en større stallingsvinkel end et ret profil. Endvidere vil en vinge normalt stalle fra tip til rod, såfremt der ikke gøres noget ved det.

Ved at vride vingeprofilet (figur 2-45), således at tippen har mindre indfaldsvinkel end roden - geometrisk vridning - kan dette opnås. Ved små indfaldsvinkler



Figur 2-45.

Geometrisk vridning på en vinge medfører negativ opdrift ved høj hastighed.

har det dog den ulempe, at opdriften på tipperne bliver negativ (figur 2-45), hvilket forringer vingens præstationer ved høj hastighed.

Dette kan tildels undgås ved den aerodynamiske vridning (figur 2-46), hvorved der skiftes profil fra rod til tip, således at der anvendes et mere krumt profil ved tippen end ved roden. Det krumme profil staller ved en større indfaldsvinkel end det rette profil, hvorved den ønskede virkning opnås.

I mange tilfælde anvendes både aerodynamisk og geometrisk vridning, da det kan være vanskeligt at opnå tilstrækkelig virkning med aerodynamisk vridning alene.

Figur 2-46.

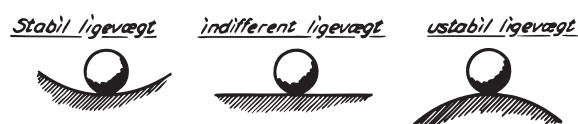


Aerodynamisk vridning på vinge.

## STABILITET

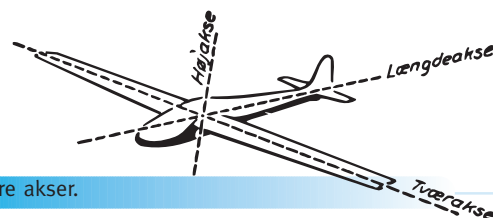
Et legeme er i ligevægt, når det er i ro i forhold til sine omgivelser eller bevæger sig med konstant hastighed efter en ret linie. Så snart hastighedens størrelse ændres, eller retningen ændres, er legemet ikke i ligevægt.

Figur 2-47.



Ligevægtsformer.

Figur 2-48.



Flyets tre akser.

På figur 2-47 er vist tre kugler, der alle er i ligevægt. Ved at give kuglerne et stød ses, at kuglen til venstre vil vende tilbage mod sin ligevægtsstilling, kuglen i midten vil fortsætte fra ligevægtsstillingen med konstant eller faldende hastighed, medens kuglen til højre vil fortsætte fra ligevægtsstillingen med stigende hastighed. Disse tre former kaldes henholdsvis stabil, indifferent og ustabil ligevægt.

Et svævefly under retlinet glideflyvning med konstant hastighed vil være i ligevægt. Denne ligevægt kan være stabil, indifferent eller ustabil. For fly skelnes mellem tre stabiliteter: længdestabilitet, kursstabilitet og tværstabilitet.

Disse stabiliteter kan henføres til flyets tre akser (figur 2-48). længdeaksen, tværsaksen og højaksen. Disse akser ligger fast i flyet og følger altså med under manøvrer.

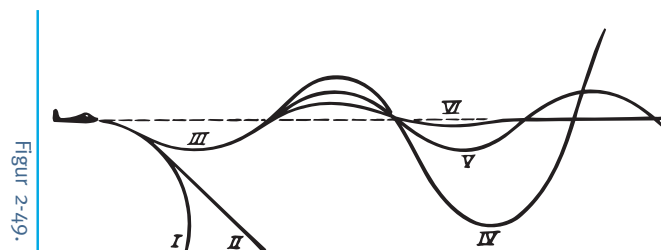


## LÆNGDESTABILITET

Et flys længdestabilitet er et udtryk for dets evne til af sig selv at vende tilbage til sin oprindelige stilling efter en forstyrrelse - drejning - omkring tværaksen. Flyets længdestabilitet er den vigtigste af flyets stabiliteter, idet den også griber ind i andre vigtige flyveegenskaber. Den skal derfor behandles ret indgående.

På figur 2-49 er vist et fly, som er i ligevægt (flyves med sluppet styrepind). De 6 grafer viser, hvorledes flyet vil fortsætte, såfremt styrepinden føres fremad og atter slippes.

- I. Flyet er statisk ustabilt, det fortsætter i et udvendigt loop.
11. Flyet er statisk indifferent; det fortsætter i et mere eller mindre stejlt dyk.
111. Flyet er statisk stabilt; det vender tilbage mod sin ligevægtsstilling. Men tilfælde 111 kan spaltes i yderligere tilfælde, som omhandler flyets såkaldte dynamiske stabilitetsforhold, der er afgørende for, om flyet atter kommer til ro i sin ligevægtsstilling eller ej.



Længde stabilitetsformer.

- IV. Flyet er dynamisk ustabilt; det får større og større udsving.
- V. Flyet er dynamisk indifferent; det fortsætter med udsving af samme størrelse.
- VI. Flyet er dynamisk stabilt; det får mindre og mindre udsving og ender i sin oprindelige ligevægtsstilling.

Et svævefly skal være statisk længdestabilt, og det er også normalt dynamisk længdestabilt. Der findes dog ret ofte svævefly, som er dynamisk indifferente, ja endog svagt ustabile; men svingningerne er normalt så langsomme, at de meget let korrigeres med styrepinden, uden at man lægger mærke til det. Det har tidligere været nævnt, at opdrift, vægt, trækraft og modstand virkede gennem samme punkt, således at flyet umiddelbart var i ligevægt. Dette tilfælde er sjældent i praksis, idet der næsten altid findes en op- (eller »ned«) drift fra haleplanet.

Ligger tyngdepunktet fx bag trykcentret, må haleplan/højderor skaffe opdrift for overhovedet at få

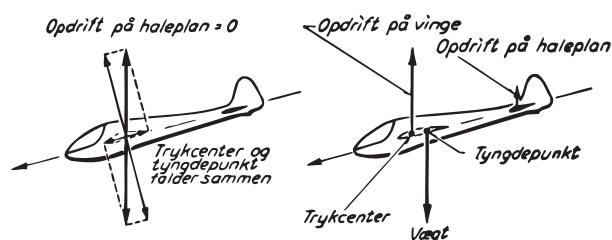


ligevægt. Som det ses på figur 2-50, vil opdriften på vingerne forsøge at dreje flyets næse op, medens opdriften på haleplanet vil dreje næsen ned. Når den drejende virkning fra vinger og haleplan omkring tyngdepunktet er lige store, vil der være ligevægt. På figur 2-51 til højre er modstandskræfterne strøget, idet disse er små i forhold til opdriftskræfterne og iøvrigt ikke har nogen særlig betydning for længdestabilitetsforholdene.

Såfremt næsen på flyet hæves, vil opdriften på vingerne vokse og således forsøge at dreje næsen yderligere op. Dette modvirkes af den voksende opdrift på haleplanet, hvis indfaldsvinkel også vokser, og dersom haleplanets opdrift vokser procentvis mere end vingernes, vil haleplanet kunne dreje flyet tilbage igen (figur 2-51).

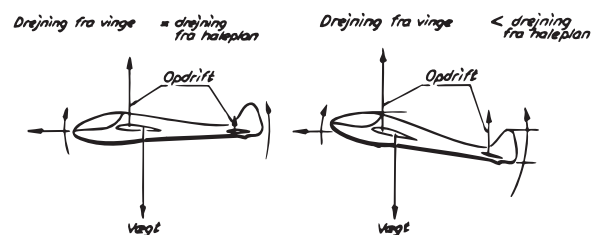
Det kan vises, at betingelsen herfor er, at haleplanets indfaldsvinkel er mindre end vingernes, flyet er da statisk længdestabilt. Såfremt de to indfaldsvinkler er lige store, er det statisk indifferent, og dersom haleplanets indfaldsvinkel er større end vingernes, er det statisk ustabilitet.

Figur 2-50.



Svæveflyets langskibs ligevægt omkring tyngdepunktet.

Figur 2-51.



Længdestabilitet.

Statisk ustabilitet er i sig selv ikke særlig farlig, idet de under flyvning kan korrigeres med styrepinden, flyet kan således ikke flyves »hands off«. Derimod er det særdeles farligt, at haleplanet ved statisk ustabilitet vil stalle før vingerne, hvorved piloten pludselig (evt. uden varsel) taber kontrollen over højderoret ved langsom flyvning, hvilket kan få katastrofale følger i lav højde.



### Tilladt tyngdepunktsvandring

Såfremt tyngdepunkt og trykcenter falder sammen, er opdriften på haleplanet 0, og indfaldsvinklen er også 0' (haleplanet har næsten altid symmetrisk profil). Såfremt tyngdepunktet i flyet flyttes tilbage (figur 2-52), må haleplanet, for at skaffe ligevægt, give opdrift og på grund heraf forøge sin indfaldsvinkel: dette gøres i praksis ved et højderorsudslag nedad.

Dog må tyngdepunktet aldrig rykkes så langt tilbage, at haleplanets indfaldsvinkel bliver større end vingernes. Denne grænse bagud bestemmer normalt den mindst tilladte vægt i førersædet, som flyet må flyves med. Flyttes tyngdepunktet frem foran trykcentret (figur 2-53), må der komme en nedadrettet opdrift på haleplanet for at skaffe ligevægt. Dette er normalt ugunstigt, idet det forøger den nødvendige opdrift på vingerne og herved giver forøget modstand.

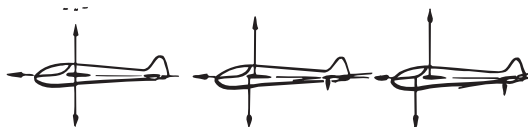
Tyngdepunktets tilladte vandring fremad har også en grænse; denne bestemmes normalt af, at højderoret skal kunne trække næsen op til stall. Dette forhold, i forbindelse med størst tilladte fuld

Figur 2-52.



Tyngdepunktsvandring bagud.

Figur 2-53.



Tyngdepunktsvandring forud.

vægt for flyet, bestemmer normalt den størst tilladte vægt i førersædet (terne).

Der er ved denne gennemgang ikke taget hensyn til en evt. trykcentervandring, hvilket skyldes, at denne ved normal flyvning for de almindeligt anvendte profiler ikke har nogen særlig betydning for længdestabiliteten. Først ved små indfaldsvinkler (dyk m. v.) får trykcentervandringen betydning. Det bemærkes endvidere, at længdestabiliteten er bedre med fastholdt styrepind end med sluppet styrepind.

Der kræves, at flyet skal være statisk længdestabilt med sluppet styrepind.



### Kursstabilitet

Et flys kursstabilitet (figur 2-54) er et udtryk for dets evne til af sig selv at vende tilbage til sin oprindelige kurs efter en sideværts forstyrrelse. Såfremt sideroret under ligeudflyvning trædes ud og slippes igen, vil flyet vende tilbage til sin oprindelige kurs efter flere eller færre svingninger, såfremt det er kursstabilt.

Det bemærkes, at der ligesom for længdestabilitet findes dels en statisk og dels en dynamisk kursstabilitet virkende på samme måde for begge stabilitetsformer. På samme måde som haleplanet virker som stabilisator for længdesvingninger, virker halefinnen som stabilisator for kurssvingninger.

Såfremt et fly svinger om en ligevægtsstilling, vil denne svingning altid foregå omkring tyngdepunktet. Når flyet svinger til den ene side, vil halefinne og krop få en tværgående kraftpåvirkning fra luften. Angrebepunktet for resultanten af denne kraftpåvirkning kaldes lateralcentret.

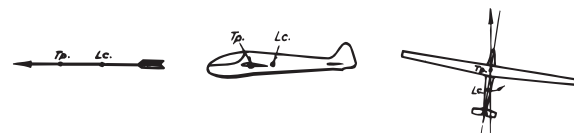
Det ses på figur 2-55, at såfremt lateralcentret falder bag tyngdepunktet, vil denne tværkraft bringe flyet

Figur 2-54.



Kursstabilt fly.

Figur 2-55.



Tyngdepunkt og lateralcenter.

tilbage mod sin oprindelige kurs. Såfremt lateralcentret falder foran tyngdepunktet, vil påvirkningen dreje flyet yderligere bort fra den oprindelige kurs. Betingelsen, for at et fly er kursstabilt, er altså, at lateralcentret ligger bag tyngdepunktet. Dette kan altid opnås ved en stor halefinne og en lang bagkrop.



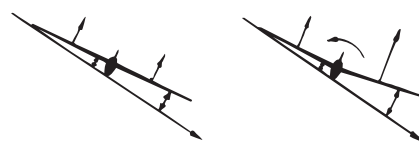
### Tværstabilitet

Et flys tværstabilitet er et udtryk for dets evne til af sig selv at vende tilbage til vandret stilling efter en krængning. I samme øjeblik flyet krænger, vil det begynde at glide til samme side, som det krænger. Herved vil krop og vingen blive påvirket af sideværts kræfter, som, afhængig af kroppens udformning, vingernes placering mv., vil forsøge enten at krænge flyet yderligere eller at bringe det tilbage til sin vandrette stilling igen.

Såfremt vingerne har V-form (figur 2-56), ses det, at indfaldsvinklen (set fra tip til rod) bliver større for den nedadgående vinge, hvilket vil forsøge at dreje flyet til vandret stilling igen.

Såfremt flyet er kursstabilt, vil den sideværts påvirkning samtidig forsøge at dreje flyet til samme side, som det krænger til. Adskillige fly er ikke tværstabile; men ved korrektion med styrepinden holdes selv sådanne fly dog normalt meget let med vingerne vandret.

Figur 2-56.



Tværstabilitet og v-fom).

### STYRING

Til at dreje flyet om dets tre akser (figur 2-57) findes tre sæt rorflader:

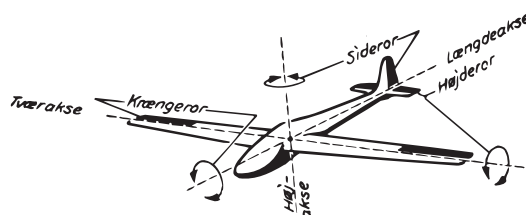
Sideroret for drejning omkring højaksen.

Højderoret for drejning omkring tværaksen.

Krængerorene for drejning omkring længdeaksen.

Et fly, som er stabilt om alle tre akser, vil, når det er i ligevægt, stadig holde denne ligevægt, uden at man behøver at gribe ind med rorbevægelser. Ved større forstyrrelser, fx ved flyvning i urolig luft, er det dog nødvendigt at korrigere med rorene. Bortset herfra er rorenes væsentlige opgave at ændre flyets stilling i rummet under flyvning med henblik på udførelse af diverse manøvrer.

Figur 2-57.



De tre sæt rorflader.

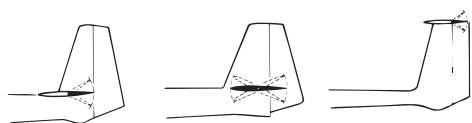


### Højderor

Højderoret (figur 2-58) er normalt hængslet til haleplanets bagkant. Det kan bevæges op og ned og vil herved ændre opdriften på haleplanet, således at flyets ligevægt ændres. Såfremt roret slås ned, vil luftstrømmen om roret drejes nedad: der vil herved opstå en forøget opdrift på haleplan/højderor. Svæveflyet vil herved drejes om tværaksen, således at næsen sænkes.

Herved forøges trækraften, og flyets hastighed vil vokse. Omvendt når roret slås op. Med højderoret bestemmes altså flyets glidevinkel og hastighed, hvorved højderoret må siges at være det vigtigste ror på flyet. På visse svævefly findes ikke særskilt højderor, men kun en enkelt flade, der kan drejes, og som fungerer både som haleplan og som højderor. Virkningen er nøjagtig den samme som for et normalt højderor.

Figur 2-58.



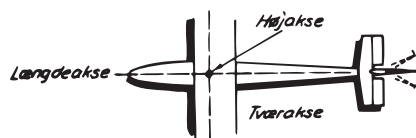
Højderor.

### Sideror

Sideroret (figur 2-59) er hængslet til halefinnens bagkant. Det kan drejes til højre og til venstre. Ved et udslag fx til venstre fremkommer en tværkraft på halefinne/sideror, hvorved flyets næse vil dreje til venstre.

På grund af drejningen vil imidlertid den udadvendende vinge opnå lidt større hastighed og dermed opdrift end den indadvendende, således at flyet efterhånden også vil krænge, hvorved drejningen vil forstærkes. Er flyet kursstabilt, behøver sideroret næsten aldrig at betjenes. Det har dog visse funktioner, blandt andet at korrigere for krængerorenes sekundære virkning (se næste afsnit); samt at bringe flyet ud af et eventuelt spind.

Figur 2-59.



Sideror.



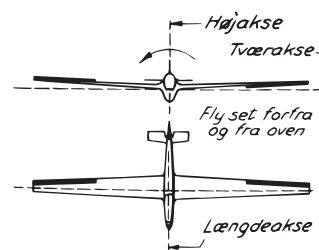
## Krængeror

Krængerorene (figur 2-60) er hængslet til bagkanten af vingerne fra tippet og indefter. Når det venstre krængeror bevæges op, vil det højre bevæges ned (og omvendt). Herved vil opdriften på den venstre vinge formindskes, medens opdriften på den højre vil forøges, hvorved flyet vil krænge til venstre. På grund af krængningen vil flyet begynde at sideglide og herved (på grund af kursstabiliteten) dreje til samme side, som der krænges. Ved et krængerorsudslag vil imidlertid også modstanden på vingerne vokse, og denne modstandsforøgelse vil sædvanligvis blive størst ved det nedadgående ror.

Føres styrepinden fx til venstre, får højre vinge størst modstandsforøgelse, og flyet får (figur 2-61) tendens til at dreje mod højre. Denne drejning kan undgås, såfremt der samtidig med krængerorsudslaget gives siderorsudslag til venstre.

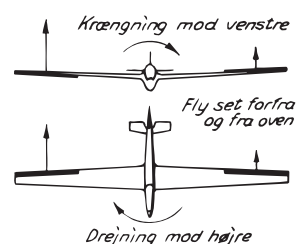
Ved konstruktionen af flyet bestræber man sig for at nedsætte drejningstendensen der anvendes således i mange tilfælde differentieret krængerorsbevægelse, hvorved forstås, at udslaget op er betydeligt

Figur 2-60.



Krængeror.

Figur 2-61.



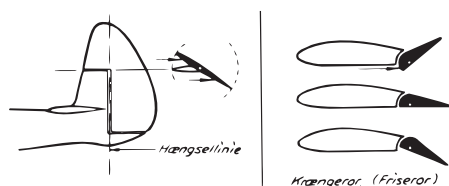
Krængerorenes sekundære virkning.

større end det samtidige udslag ned, hvorved modstanden  $f$  forøges omtrent ligeligt på begge ror. En anden mulighed er anvendelsen af krængeror med forskudt hængsel udformet således, at forkanten af roret ved opadgående udslag kommer frem på undersiden af vingen, hvorved modstanden på roret  $f$  forøges (figur 2-62).



Som vist på [figur 2-62](#) udformes rorene ofte således, at en del af rorfladen ligger foran hængselinien. Luftkræfterne på denne del af roret vil delvis afbalancere luftkræfterne på resten af roret, hvorved den nødvendige kraftanvendelse på styregrejerne bliver mindre. Dette kaldes aerodynamisk afbalancering.

Figur 2-62.



Aerodynamisk afbalancering af ror.

## Flutter

Flutter (dansk: flagren, blafren) er den almindelige betegnelse for svingninger i flyets struktur. Flutter kan variere fra svage og relativt uskadelige vibrationer i rorflader til voldsomme og ukontrollable svingninger i vinger, rorflader eller krop, hvorved der kan opstå brud i flyets struktur med mere eller mindre katastrofale følger.

Flutter i motorfly har været kendt i mange år-, men først med fremkomsten af glasfiberfly er det blevet et reelt problem også for svævefly.

Den teoretiske behandling af flutter er overordentlig kompliceret, og der skal her kun gennemgås de grundlæggende mekanismer samt de vigtigste faktorer, som bestemmer den hastighed, hvor flutter begynder. Endelig gennemgås visse praktiske forhold, som en svæveflyver bør kende.

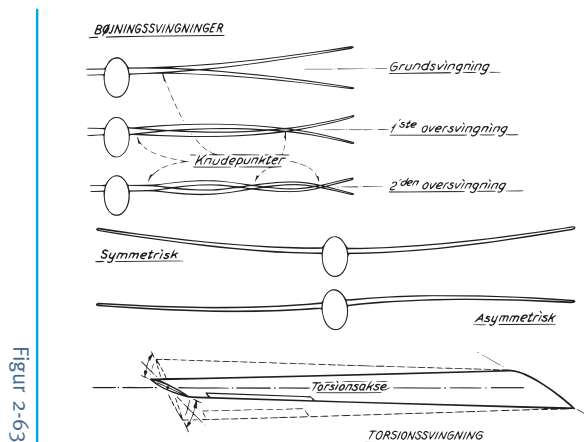
I det følgende er vingen benyttet som eksempel, men tilsvarende betragtninger kan anlægges for andre dele af flyets struktur.

På [figur 2-63](#) er vist, hvorledes en vinge kan udføre bøjningssvingninger såvel i form af en grundsvingning med kun ét knudepunkt som oversvingninger med to eller flere knudepunkter. Vingens naturlige frekvens (antal svingninger pr. sekund) kaldes dens egenfrekvens. Den er lavest for grundsvingningen og bliver større og større for hver oversvingning. Endvidere er vist, hvorledes vingen kan foretage torsionssvingninger (vridningssvingninger) omkring en langsgående akse (torsionsaksen) i vingen



Egenfrekvensen for torsionssvingninger ligger normalt betydeligt over den for bøjningssvingningerne. Endelig ses, hvordan flyets vinger kan svinge både symmetrisk og asymmetrisk omkring flyets krop. Flutter i vingen kan nu opstå, dersom torsions- og bøjningssvingningerne kobles på en sådan måde, at luftkræfterne på vingen forstærker svingningerne. På figur 2-64 er øverst vist det farlige tilfælde, hvor vingens indfaldsvinkel varierer på en sådan måde, at opdriftskræfterne vil forstærke svingningen. Udsvingenes størrelse vil herefter vokse, enten indtil dæmpningen bliver ligeså stor som impulsen, hvorefter udsvingene bliver konstante, eller indtil vingen brydes. Forneden er vist det modsatte tilfælde, hvor opdriftskræfterne hele tiden dæmper udsvingene. I praksis kan alle mulige mellemtilfælde forekomme. Ved uheldige kombinationer af placeringen af trykcenter, torsionsakse og tyngdepunkt i vingen kan denne selv begynde at svinge, men i mange tilfælde vil en rorflade medvirke. På figur 2-64a ses en vinge med rorflade langs bagkanten og med rorets tyngdepunkt liggende langs hængsellinien. Som vist på figuren vil dette forårsage, at opdriften på vingen forøges i accelerationens

retning og derved forstærker en eventuel svingning. Selvom styrepinden fastholdes, kan roret give (små) udslag pga. sløre i lejer, elasticitet i wiren eller stødstænger samt i fastgørelsen af beslag i styresystemet.

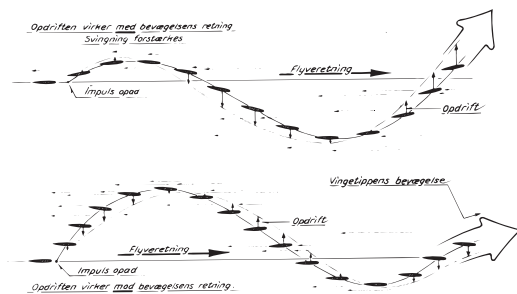


Figur 2-63.

Bøjnings- og torsionssvingninger.

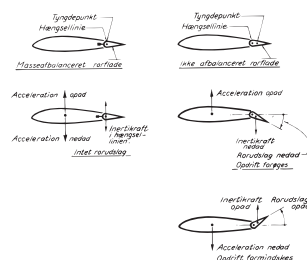
På [figur 2-64b](#) ses, hvorledes krængerors-vingeflutter kan opstå og udvikles. Ved højere flyvehastigheder kan den viste grundfrekvens eventuelt dæmpes og afløses af oversvingninger med højere egenfrekvens. Såfremt der er resonans mellem vingens og bagkroppens egenfrekvenser, kan der fx opstå torsionssvingninger i bagkroppen, og de kan iøvrigt yderligere forstærkes ved svingninger i sideroret.

Figur 2-64a.



Hvordan svingninger forstærkes eller dæmpes, alt efter om opdriften virker med eller mod bevægelsen.

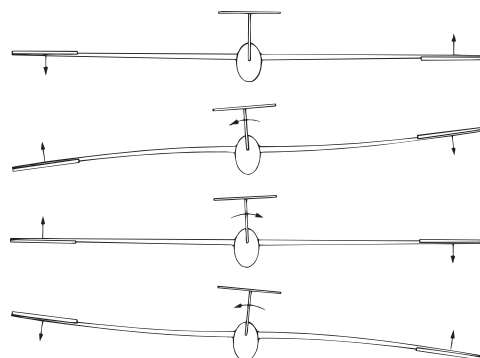
Figur 2-64a.



Hvordan det hjælper at masseafbalancere en roflade.

Man kan gøre vingen mere modstandsdygtig over for flutter ved at sørge for, at tyngdepunktslinien falder sammen med torsionsaksen, samt ved at gøre vingen så stiv som muligt. For rorene kan dette gøres ved så let og stiv en konstruktion som muligt samt ved at trække rorladens tyngdepunkt frem mod hængselinjen ved masseafbalancering som vist på [figur 2-64a](#).

Figur 2-64b.



Opståen af krængerors-vingeflutter.



Med stigende flyvehastighed vil indfaldsvinkel ændringer forårsage større og større opdriftsvariationer på vingen, og dette - sammen med en række andre forhold - vil bevirke, at der opstår flutter ved en vis kritisk flyvehastighed.

Normalt vil flyets maksimalt tilladte hastighed være betinget af flystrukturens styrke. Ligger flutterhastigheden over denne, vil flutter ikke være et problem, med mindre man overskrider den tilladte hastighed. Derimod vil flutterhastigheden være begrænsende, såfremt den ligger under den iøvrigt maksimalt tilladte hastighed.

Er flyets maksimalt tilladte hastighed begrænset af styrkehensyn, vil den være konstant, når den måles som indiceret hastighed, dvs. uafhængig af højde og temperatur. Dette gælder i almindelighed også for flutterhastigheden; men der forekommer tilfælde, hvor den falder med stigende højde.

Dette viser sig at være betinget af vingens »mass ratio« ([masseforhold](#), se figur 2-64c), således at under en vis mass ratio vil flutterhastigheden (også målt som indiceret hastighed) falde, når mass ratio stiger.

Med stigende højde vil luftens massefylde falde, og dermed vil mass ratio stige og flutterhastighed falde. Dette er ret ofte tilfældet for svævefly med stor spændvidde og relativt lette vinger.

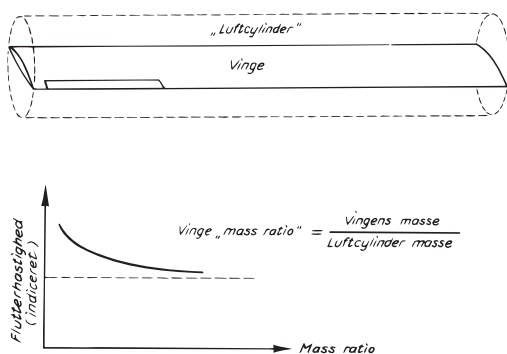
For svævefly, hvor maximumshastigheden er flutterbegrænset, eller hvor den ligger tæt over den maksimalt tilladte hastighed, skal man være opmærksom på, at følgende forhold kan nedsætte flutterhastigheden:

- Nedsættelse af flystrukturens stivhed (dårlige reparationer, skjulte skader)
- Ændringer af fx massefordelingen langs vingen (»tiptanke« med vand)
- Slid/slør/forøget elasticitet i styresystemer
- Ændringer i rorenes afbalancering (maling, spartling etc.)
- Flyvning i stor højde

Nærmer man sig flutterhastigheden, kan rorbevægelser eller turbulens i luften være tilstrækkelig til at starte begyndende flutter. Omvendt kan rolig flyvning i rolig luft gøre, at flyet kan flyves over den normale flutterhastighed, uden at der indtræder flutter.



Til gengæld vil blot en lille impuls i dette tilfælde kunne starte en meget voldsom flutter. Alt i alt må flutter siges at være et farligt og lunefuldt fænomen, og adskillige alvorlige havarier er sket pga. flutter, men med vel vedligeholdte fly og under iagttagelse af flyets begrænsninger er det ikke noget problem.



Figur 2-64c.

Virksomheden af vingens masseforhold.

### PIO (Pilot Induced Oscillations)

Pilot Induced Oscillations eller PIO er den engelske betegnelse for svingninger (oscillations) om flyets tværakse, fremkaldt (induced) og forstærket af flyets pilot. Da der ikke findes en passende dansk forkortelse, er i det følgende brugt navnet PIO.

Fænomenet viser sig, når piloten korrigerer for fx en tilfældig hævnning af flyets næse og umiddelbart herefter finder, at han må korrigere den modsatte vej, hvorefter flyet, tilsyneladende på trods af hans korrektion, svinger voldsommere og voldsommere.

PIO har for så vidt været kendt i mange år. Et typisk eksempel herpå er de svingninger eller hugninger, som kan opstå mod afslutningen af en spilstart, og hvor piloten finder, at hans korrektioner med højderet blot gør sagen værre.

For PIO gælder, at de modvirkes ved at piloten efter omstændighederne enten slipper pinden eller bevidst søger at fastholde den i en bestemt stilling, evt. ved om muligt at støtte hånden eller armen mod noget fast i flyet. Flyet vil herefter (såfremt det er dynamisk stabilt) selv dæmpe svingningerne.



PIO er et vanskeligt område at analysere, fordi både svæveflyet og piloten er involveret, svæveflyet med sine stabilitets- og styringsegenskaber og piloten med sine reaktioner som kontrol- og styringsmekanisme. Svæveflyets egenskaber kan forholdsvis let undersøges og udtrykkes kvantitativt (i tal, faktorer, koefficienter og kurver). For piloten gælder derimod, at hans rolle som styringsmekanisme er overordentlig vanskelig at beskrive i detaljer, bl.a. fordi mennesket kan tilpasse sig et uventede eller uheldige og til en vis grad kan forudse, hvad der vil ske, og indrette sine handlinger herefter.

Imidlertid har mennesket som kontrol- og styringsmekanisme visse begrænsninger, bl. a. forårsaget af en forsinkelse (reaktionstiden) fra fx øjet opfatter en afvigelse fra det normale, og til. hånden udfører den ønskede bevægelse for at korrigere afvigelsen. Denne reaktion er 1/2-1 sek og vil normalt være uden særlig betydning, men hvis piloten skal forsøge at korrigere svingninger af flyet med en svingningstid af størrelsesordenen 1 sek, vil forsinkelsen betyde, at hans korrektioner vil give omvendt virkning af, hvad han tilstræber, og hermed forstærke svingningerne.

Dette fysiologiske forhold er vel nok den primære årsag til PIO.

For flyets vedkommende har det vist sig, at især to faktorer spiller en stor rolle, nemlig pindkraften for at bevæge højderoret under flyvning (udtrykt fx ved pindkraft pr. g) og højderorets effektivitet (udtrykt fx som max vinkelacceleration pr. kp pindkraft), således at muligheden for PIO forøges, jo mindre pindkraften er og jo større højderorets effektivitet er.

Som eksempel på en rorkonstruktion, der netop afspejler disse betingelser, kan nævnes det aerodynamisk- og masseafbalancerede pendelror, hvor pindkraften kan nærme sig 0 og roret alligevel være særdeles effektivt.

Placeringen af styrepinden i flyet har også betydning, idet g-påvirkningerne under svingningerne kan påvirke pilotens arm (især hvis den er strakt uden understøtning). således at pinden bevæges i takt med svingningerne og hermed kan forstærke disse. For at modvirke dette, indretter nogle fabrikker styrepinden, så den parallelbevæges i stedet for at drejes om en akse.



Med hensyn til selve flyvningen vil muligheden for PIO forøges med stigende flyvehastighed, idet rorenes effektivitet herved vokser, uden at pindkræfterne behøver at vokse tilsvarende.

Endvidere vil flyvning, der kræver hurtige og præcise højderorskorrektioner kunne fremkalde PIO, især hvis flyvningen på anden måde kræver stor opmærksomhed af

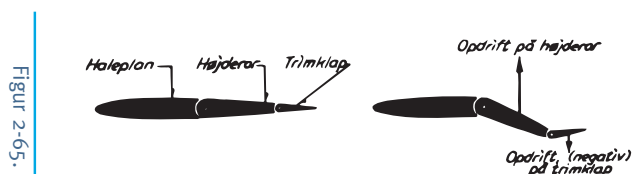
piloten, fx under flyslæb i uroligt vejr, flyvning sammen med andre fly og - ikke mindst - under de første flyvninger i en flytype, der er ny for piloten.

Adskillige nyere svæveflytyper har meget lave pindkræfter og effektive ror og er som sådan mere tilbøjelige til at fremkalde PIO end de fleste ældre typer.

Da denne type svingninger er meget ubehagelig og kan være farlige, såfremt de får lov til at udvikle sig, er det vigtigt, at piloten kender de forhold, der begunstiger disse, så han kan erkende dem når de begynder at udvikle sig, således at han omgående standser sine forsøg på at korrigere med rorudslag og i stedet bryder »den onde cirkel« ved at fastholde eller slippe pinden som beskrevet i dette afsnit.

### Trimning

Som angivet i afsnittet om længdestabilitet er det sjældent, at tyngdepunkt og trykcenter falder sammen; i de fleste tilfælde kræves et højderorsudslag med en dertil hørende opdrift (positiv eller negativ) for at skaffe ligevægt. Dette betyder, at piloten må påvirke styrepinden med en konstant kraft, hvilket under længere tids flyvning er meget trættende. For at undgå dette anvendes ofte trimklap på højderoret.



Figur 2-65.

Virkning af trimklap.

Som vist på figur 2-65 er trimklappen langs bagkanten af den egentlige rorflade. Den er gennem wiretræk eller bowdentræk forbundet til trimhåndtaget i førersædet.



Såfremt trimklappen drejes op, vil den på- virkes af en nedadrettet opdrift, som vil dreje selve højderoret nedad og derved give dette en opdrift opad. Da trykcentret for opdriften på højderoret ligger meget nærmere hængselinien på roret end trimklappens trykcenter, ses det, at der kommer en resulterende opadrettet opdrift på højderoret, uden at styrepinden behøver at blive påvirket.

Højderorstrim kan også opnås med bevægeligt haleplan, idet fx udslag opad på forkanten vil forøge opdriften på dette. Haleplanets indfaldsvinkel ændres da med trimhåndtaget i førerrummet.

I stedet for at ændre opdriften på haleplan/højderor, kan flyet også trimmes ved anvendelse af trimvægte (figur 2-66), som fx anbringes i næsen af flyet for at trække dets tyngdepunkt fremad. Når pilotens vægt er mindre end den mindst tilladte vægt i førersædet, anvendes også vægte; men dette er af hensyn til flyets længdestabilitet.

Endelig kan flyet trimmes ved anvendelse af en fjederbelastning på styrepind, hvilket skaffer en kunstig pindkraft; eller ved at indskyde en fjeder mellem styre

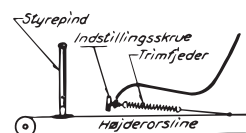
linen og et fast punkt på flyet som vist på figur 2-67. På sideror og krængeror anvendes praktisk taget aldrig bevægelig trimklap; dog kan anvendes små faste plader som trimklapper; disse indstilles da én gang for alle for udbalancering af eventuelle små skævheder i flyet.

Figur 2-66.



Trimning med vægte

Figur 2-67.



trimning med fjeder. Vægttrimning bag ud kan ske ved et batteri eller en vandtank i halefinnen.



## FLYVNING I KRUMME BANER

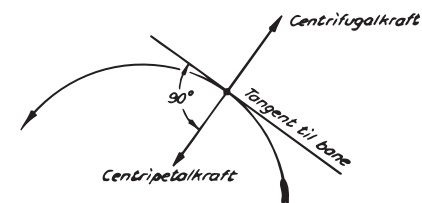
Såfremt et legeme skal ændre sin bevægelsesretning, kræves der hertil altid en kraft (figur 2-68) - kaldet centripetalkraften - vinkelret på bevægelsesretningen rettet mod bevægelsens centrum. Såfremt fx man selv deltager i bevægelsen, vil man samtidig mærke en kraft rettet udad fra bevægelsens centrum. Denne kraft kaldes centrifugalkraften.

Dette gælder naturligvis også for fly under flyvning i krumme baner; som eksempler herpå skal gennemgås de simpleste bevægelser af denne art, nemlig opretning fra dyk samt drej.

### Opretning fra dyk

Den nødvendige centripetalkraft til opretning fra et dyk kan kun skaffes fra vingerne ved at forøge opdriften på disse. Under opretningen trækkes styrepinden tilbage, hvorved der på højderor-haleplan opstår en kraft rettet nedad; denne kraft drejer flyet omkring sit tyngdepunkt og forøger vingernes indfaldsvinkel. Herved forøges opdriften og virker som centripetalkraft, der ændrer flyveretningen under

Figur 2-68.



Ved bevægelser i krumme baner opstår centrifugalkraft og centripetalkraft.

opretningen. Flyets vinger skal herunder præstere en større opdrift end under glidningen og belastes altså tilsvarende mere.

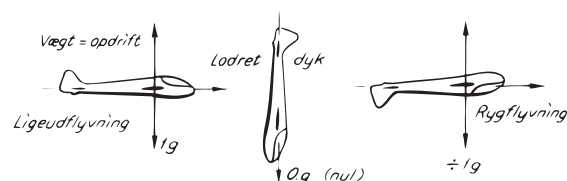
Som måleenhed for belastningen fra centripetalkræfterne på hele flyet eller en del af flyet, fx vingerne, benyttes flyets eller delens egen vægt. Denne måleenhed kaldes  $g$ ,  $1 g$  svarer til den belastning flyet/delen er udsat for, hidhørende fra jordens tyngdekraft alene.

Under flyvning mærker piloten (som en »del« af flyet) også  $g$ -påvirkningen. Til måling af denne benyttes et såkaldt accelerometer, der måler påvirkningen langs flyets højakse.  $G$ -påvirkningen regnes positiv dersom kraften (den som piloten mærker) er rettet mod bunden af flyet (figur 2-69); under rygflyvning er  $g$ -påvirkningen altså  $-1$ .

Under opretning fra dyk er g-påvirkningen størst i bunden af dykket, hvor centrifugalkraft og vægt virker i samme retning. Centrifugalkraftens og hermed g-påvirkningens størrelse afhænger af flyets hastighed og radius i opretningen (figur 2-70), således at g-påvirkningen vokser med stigende hastighed og aftagende radius.

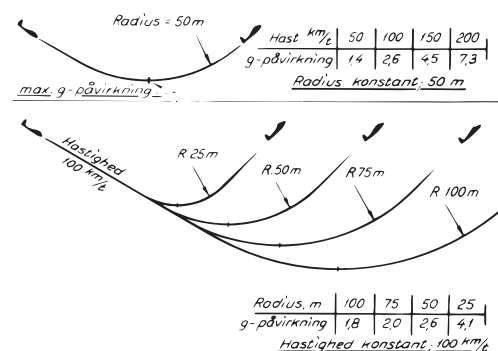
**stallingshastighedens afhængighed af g-påvirkningen**  
Som omtalt må den nødvendige centripetalkraft til fx en opretning fra dyk præsteres af vingerne, idet disses indfaldsvinkel forøges ( figur 2- 71). Såfremt indfaldsvinklen under opretningen stiger over stallingsvinklen, vil vingerne stalle, selvom hastigheden ligger langt over den normale stallingshastighed (svarende til den mindste flyvehastighed). Det kan vises, at der er en simpel afhængighed mellem mindste flyvehastighed, g-påvirkning og stallingshastighed (stallingshastigheden vokser med kvadratroden af g-påvirkningen). Stallets voldsomhed vokser også med flyvehastigheden («high speed» stall).

Figur 2-69.



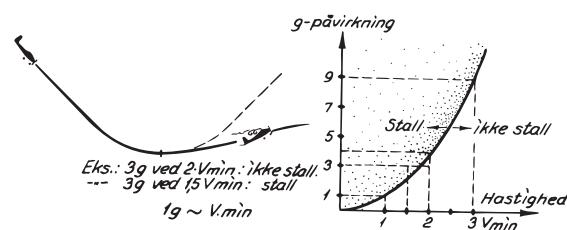
G-påvirkning.

Figur 2-70.



Eksempler på g-påvirkning under opretning fra dyk.

Figur 2-71.



Afhængighed mellem g-påvirkning og stallingshastighed.

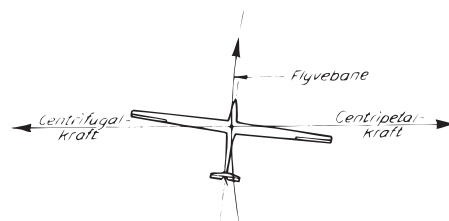
## Drej

Kursændringer eller drej kræver også centripetalkraft, som skal rettes indad i drejet. Denne kraft kan fremskaffes fra flyets krop ved et siderorsudslag alene (figur 2-72); men den kan kun blive lille, da kroppen ikke er beregnet til fremskaffelse af luftkræfter. Der kan derfor kun udføres meget langsomme kursændringer med sideroret alene; ligesom modstanden på flyets stiger uforholdsmæssigt meget (det er jo en sideglidning der udføres).

I stedet krænges flyet således, at den vandrette komponent af opdriften benyttes som centripetalkraft. Som vist på figur 2-73 virker den vandrette komponent af opdriften som centripetalkraft, medens den lodrette komponent skal ophæve flyets vægt. Det ses, at den lodrette komponent altid skal være lige så stor som vægten, hvoraf følger, at opdriften og modstanden på vingerne altid vil være større under drej end under

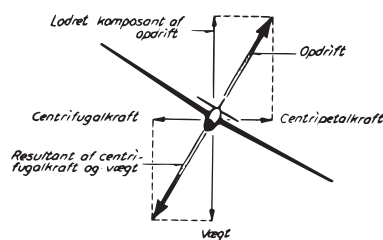
ligeudflyvning ved samme hastighed. For at undgå yderligere stigning af modstanden skal flyets længde

Figur 2-72.



Drej med siderorsudslag alene.

Figur 2-73.



Kræfter på et fly under drej.

akse under drejet være parallel med luftstrømmen, således at der ikke opstår tværgående luftkræfter på kroppen.

Drejet siges da at være fløjet rent eller koordineret. På figur 2-74 er vist, hvorledes opdriftens størrelse i forhold til vægten kun afhænger af flyets krængning, når drejet flyves rent, hvoraf følger, at g-påvirkningen under drej med samme krængning altid vil være den samme, uafhængig af radius og hastighed under drejet.

Således vil fx et (rent) drej med 60 grader krængning altid give en påvirkning på 2 g, ligegyldig med hvilken hastighed der flyves. G-påvirkningen stiger kraftigt fra 60 grader og opefter (figur 2-75), således at et drej med mere end 80 grader krængning i praksis ikke kan flyves rent. Et drej med større krængning, fx 90 grader, kan dog udføres. men da må vægten af flyet ophæves ved opdrift fra kroppen (figur 2-76).

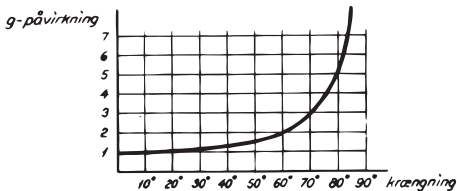
På nøjagtig samme måde som under opretning fra dyk skaffes den ekstra opdrift under et drej ved at forøge vingernes indfaldsvinkel; stallingshastigheden under drejet vil derfor forøges (figur 2-77). Der er tre størrelser, som kan ændres under drej: Flyvehastigheden, krængningen og drejets radius; men kun to (vilkårlige) af dem kan vælges frit. Fx vil der, med en given flyvehastighed og krængning, kun kunne opnås én bestemt radius i drejet. Flyves fx med konstant krængning og hastigheden falder, må vingernes indfaldsvinkel forøges (med højderoret) for at holde opdriften konstant, og med lavere hastighed og konstant centripetalkraft vil radius i drejet blive mindre.

Figur 2-74.



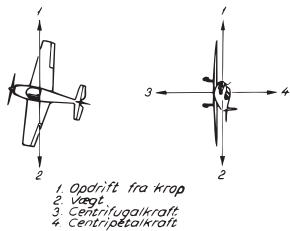
Opdriftens afhængighed af krængningen.

Figur 2-75.



G-påvirkningens afhængighed af krængningen.

Figur 2-76.

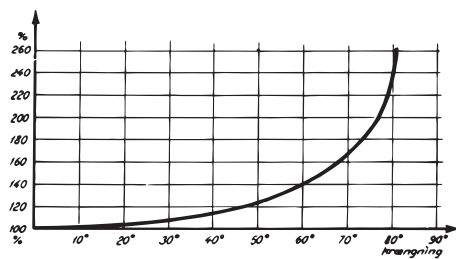


Drej med 90° krængning.

For at opnå et drej med så lille radius som mulig med en given krængning, skal hastigheden under drejet altså holdes lige over stallingshastigheden. Såfremt hastigheden holdes konstant, medens krængningen formindskes, skal indfaldsvinklen formindskes (med højderoret); radius i drejet blive da større.



Figur 2-77.



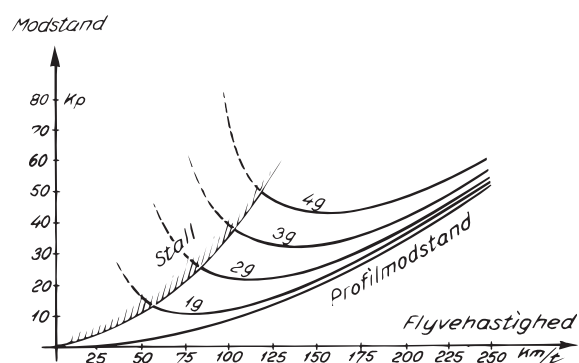
stallingshastighed under drej i % af stallingshastighed under ligeudflyvning.

### Modstandsforøgelse under g-påvirkning

Som nævnt skaffes den nødvendige centripetalkraft til flyvning i krumme baner ved at forøge vingens indfaldsvinkel, hvorved opdriften forøges. Hermed vokser den inducerede modstand på vingen (med kvadratet på opdriften), og på figur 2-78 er vist, hvorledes modstanden vil variere med g-påvirkning og flyvehastighed.

De opgivne talværdier svarer til et Ka-6-lignende svævefly; men grafernes form er typisk for alle svævefly. Det ses, at modstanden forøges voldsomt

Figur 2-78.



Modstandens afhængighed af g-påvirkning og flyvehastighed (svævefly med vægt ca. 300 kp og bedste glidetale ca. 30. Min. flyvehastighed (1 g) ca. 60 km/O.

med g-påvirkningen ved lav hastighed og mindre og mindre, jo mere flyvehastigheden forøges. På figuren er endvidere indtegnet profilmodstanden (som er uafhængig af g-påvirkningen) samt flyets stall-begrænsning.

Svævefly med stort sideforhold har lille induceret modstand, og dette ses at være en stor fordel især under snævre drej ved lav flyvehastighed.

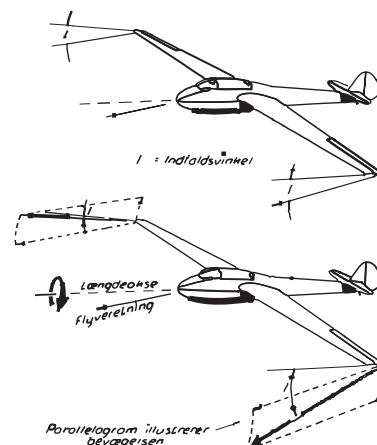
## Spind

Et spind er en rotationsbevægelse, som opstår i forbindelse med et stall. For at forklare spindets opståen og udvikling, er det lettest at se på begrebet autorotation først.

Under ligeudflyvning er indfaldsvinklen på venstre og højre vinge lige store. Men dette ændrer sig, når flyet drejer sig om sin længdeakse (figur 2-79). Den vinge, som bevæger sig opad, får mindre indfaldsvinkel, og den vinge, som bevæger sig nedad, får større indfaldsvinkel. Såfremt' nu indfaldsvinklen før drejningen ligger lige under stallingsvinklen, kan det ske, at den nedadgående vinge staller, hvorved opdriften på den falder og modstanden stiger (figur 2-80), således at kræfterne på vingerne stadig vil holde drejningen i gang. Det kan ske, at begge vinger er stallet, men den nedadgående vinge vil stadig have mindst opdrift og mest modstand og derved holde rotationen i gang.

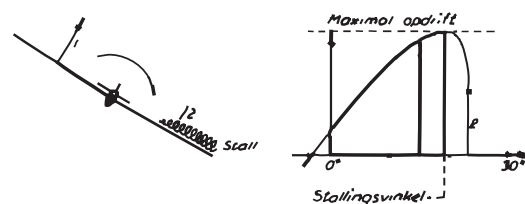
Vi kan nu forklare, hvorledes et spind fremkommer. Under ligeudflyvning nedsættes flyvefarten - hvorved indfaldsvinklen forøges - indtil den ene vinge staller. Hvilken vinge, der staller først, kan være tilfældigt;

Figur 2-79.



Begyndelsen til autorotation.

Figur 2-80.

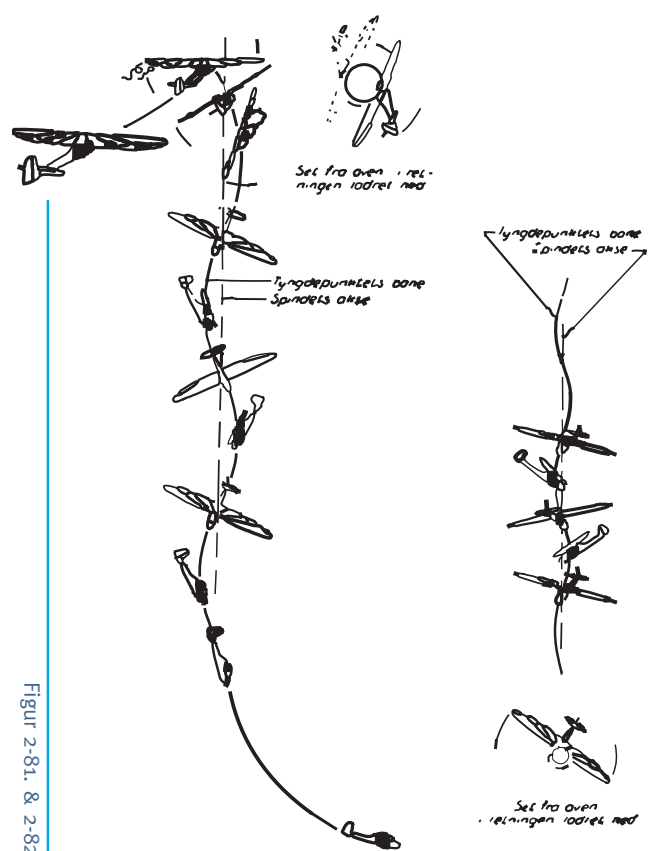


Autorotation.

men spindets retning kan normalt bestemmes ved, i samme øjeblik stallet begynder, at give krængerorsudslag modsat den ønskede spindretning. Flyet vil herefter krænge og begynde at sideglide, hvorefter det, på grund af sin kursstabilitet, vil begynde at dreje (drejningen kan støttes ved et siderorsudslag i spindets retning).



Spindet vil nu udvikle sig (figur 2-81) til venstre med en stabil rotation under en dykvinkel på ca. 60 grader. Det normale spind kan udvikle sig til et såkaldt fladspind, idet centrifugalkræfterne på kroppen (figur 2-82) vil forsøge at rette denne op. Dykvinklen bliver da mindre (ca. 30 grader), rotationen hurtigere og højdetabet pr. omdrejning mindre. Fladspind er meget farligt, idet bevægelsen er særdeles stabil. Flys spindegenskaber er meget forskellige: der findes flytyper, som ikke kan gå i spind, medens andre er meget villige til dette. For et bestemt fly vil spindegenskaberne afhænge af tyngdepunktets placering i flyet. Jo længere dette ligger tilbage i flyet, des lettere vil flyet gå i spind, og des mere stabilt vil spindet være. Under et spind er sideroret normalt det eneste rør, som er virksomt, og et spind standses derfor med brug af dette (se iverigt kapitel 2, Flyvelære).



Figur 2-81. &amp; 2-82.

Figur 2-81. (tv) Spind. Figur 2-82. (th) Fladspind.

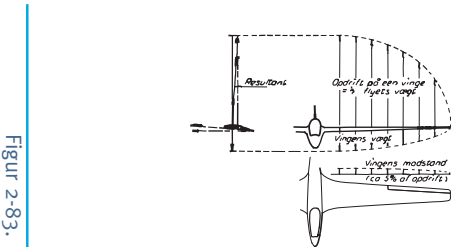
## BELASTNINGER

I aerodynamikken har vi praktisk taget regnet med, at forskellige kræfter på flyet (vægt, luftkræfter og centrifugalkræfter) var koncentreret i punkter (tyngdepunkt og trykcenter); men når belastningerne på svæveflyet skal undersøges, er det nødvendigt at se på de jævnt fordelte kræfter for at få det rette billede af disse.

### Påvirkning på vinger

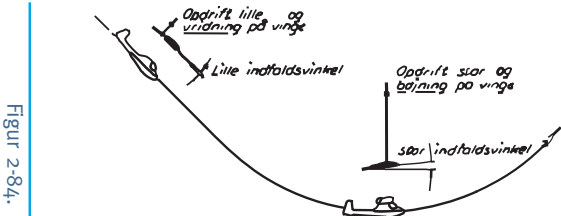
På vingerne virker jævnt fordelte luftkræfter, som kan deles i modstands- og opdriftskræfter (figur 2-83). Opdriftskræfterne forsøger at bøje hver vinge opad, medens modstandskræfterne vil bøje dem bagud. Under normal glidning er opdriften på vingerne ligeså stor som flyets vægt, medens modstandskræfterne er mindre (5 pct. af opdriften eller mindre). Bemærk at vingens vægt tildels ophæver virkningen af opdriften. Den resulterende belastning pr. vinge bliver altså: 112 x flyets vægt - vingens vægt (med eventuel vandballast).

Foruden bøjningen virker dog yderligere en belastning, nemlig vridning. Som vist på figur 2-27 vil profilets



Figur 2-83.

Belastning på denne ene vinge under normal glidning.



Figur 2-84.

Opretning fra dyk.

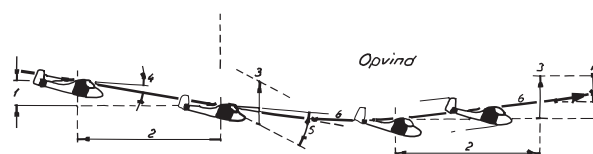
trykcenter med stigende hastighed (faldende indfaldsvinkel) vandre bagud, hvorved der opstår en vridning på profilet, drejende mod uret. Under glidning med stigende hastighed (stejlere og stejlere dykning) bliver opdriften stadig mindre, medens modstanden stiger; samtidig vil trykfordelingen skifte (trykcentret flytter bagud), således at vridningen bliver stadig større. Under dykket er altså vridningspåvirkningen den farligste. Såfremt vingen har geometrisk vridning, kan der som nævnt ved stor flyvehastighed (lille indfaldsvinkel) også fremkomme negativ opdrift ved tippen, som bøjer denne nedad. Under opretning fra dyk skifter belastningen fuldstændigt (figur 2-84).



Opdriften stiger meget kraftigt, hvorved bøjningen opad vokser, modstanden vokser også, hvorved bøjningen bagud vokser, medens den farlige vridning bliver mindre, idet trykcentret samtidig rykker frem til hovedbjælken. Under drej er påvirkningen på vingerne væsentligst bøjning som under opretning fra dyk, bortset fra at eventuelle krængerorsudslag giver vridning på disse. Under flyvning i uroligt vejr fremkommer bøjningspåvirkninger rettet opad eller nedad, afhængig af om flyet træffer en opvind eller faldvind, hvorved indfaldsvinklen henholdsvis forøges eller formindskes (figur 2-85). Påvirkningens størrelse afhænger af, hvor kraftig og hvor skarpt afgrænsede de lodrette luftstrømninger er, samt af hvor hurtigt der flyves. Med stigende flyvehastighed vil grænserne hurtigere gennemflyves, hvorved påvirkningerne bliver større, men mere kortvarige. Det bemærkes, at ved lav flyvehastighed kan flyet stalle, når det træffer en opvind. Påvirkninger på flyets krop er væsentligst modstandskraft, under sideglidning, en tværgående luftkraft.

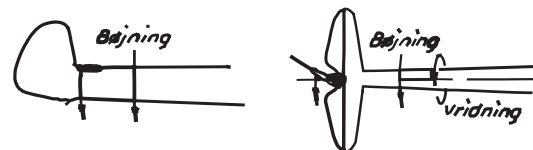
Gennem bagkroppen overføres endvidere luftkræfterne fra højderor og sideror (figur 2-86). Højderorsudslag

Figur 2-85.



Flyvning i uroligt vejr.

Figur 2-86.



Påvirkning på bagkrop fra rorudslag.

vil give bøjning op eller ned: medens siderorsudslag vil give bøjning på tværs samt en vridning af bagkroppen, idet trykcentret på sideroret ligger over bagkroppens symmetrilinie.

Under landing må regnes med en vis stødpåvirkning, der kan være ret kraftig. Denne påvirkning, som giver et tryk på kroppen samt en nedadrettet bøjning på vingerne, søges normalt udjævnet med brug af støddæmpere af forskellig art. Under skrå landinger eller såkaldte »ground loops« (dvs. et pludseligt sving med ringe radius), kan der forekomme store tværgående påvirkninger på kroppen.



### Beregningsgrundlag for påvirkning på svævefly

Et luftfartøj skal være typegodkendt af fabrikationslandets luftfartsmyndigheder og af Statens luftfartsvesen (SLV).

Svævefly og motorsvævefly typegodkendt efter 30/10-1984 skal være certificeret efter JAR-22.

JAR-22 angiver luftdygtighedsstandarder for svævefly og motorsvævefly i to kategorier, nemlig Utility (U) og Aerobatic (A).

JAR-22 foreskriver en række belastningstilfælde, som er opstillet med det formål at finde de største dvs. farligste belastninger på flyets struktur.

Af de vigtigste belastningstilfælde kan nævnes:

- Flyvning ved max. hastighed.
- Opretning fra dyk.
- Flyvning i uroligt vejr.
- Rorbetjening.
- Stat
- Landing.

Svæveflyets konstruktør skal nu dels beregne de største påvirkninger ud fra de hastigheder mv. som

han har valgt, og dels eftervise beregningsmæssigt eller ved belastningsprøver, at flyet kan holde til disse belastninger.

Efterfølgende ses et belastningsdiagram (V - n diagram) fra JAR-22, der benyttes til at anskueliggøre belastningerne på flyet under manøvrer.

På V - n diagrammet er belastningen angivet ved belastningsfaktoren  $n$ , hvis størrelse er lig med  $g$ -påvirkningen på flyet. Hastigheden er angivet som EAS (Equivalent Airspeed), som for vort formål kan sættes lig med fartmålervisningen (Indikeret hastighed, IAS).

I intervallet fra  $VS_1$  (stallingshastigheden ved normal ligeudflyvning og max. fuldvægt) til  $VA$  (manøvrehastighed) vil vingen stall'e inden den overbelastes, idet  $VA$  er den mindste hastighed, ved hvilken den størst tilladte belastningsfaktor ( $n_1$ ) kan opnås. Forøges hastigheden til  $VD$  (max. designet hastighed), falder den tilladte belastning til  $n_2$ .

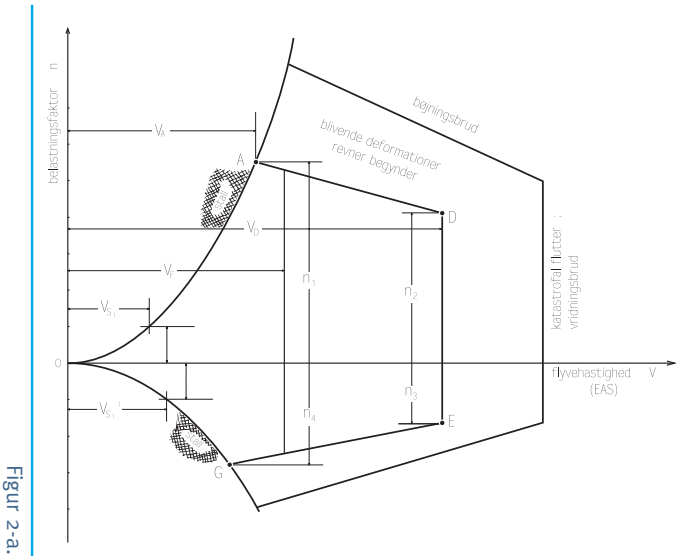
Området under abscisseaksen er fastlagt på samme måde, idet det bemærkes, at  $VS_{11}$  (Stallingshastigheden under rygflyvning) er større end  $VS_1$ .

Se figur 2-a.

V-n diagrammet er et manøvretdiagram. Der udfærdiges også et turbulens- eller vindstødsdiagram. Det er et simpelt diagram, der angiver, at et svævefly ved hastigheden VB (design gust speed. VB ff VA ) skal kunne modstå op- eller nedvinde på 15 m/s vinkelret i forhold til flyveretningen. Den tilladte påvirkning ved hastigheden VD er 7,5 m/s. Mellem VB og VD falder den tilladte påvirkning liniært. Et svævefly (certificeret efter JAR-22, kategori U) skal altså ved VA f.eks. kunne modstå en påvirkning på +5,3g og en opvind på 15 m/s – men ikke på samme tid!! Se figur 2-c, der anskueliggør forholdet mellem tilladt op-/nedvind og g-belastning ved VA.

Figur 2-a. Belastningsdiagram.

På nedenstående skema er vist størrelsen af belastningsfaktorerne, idet et svævefly af kategori U er tilladt til begrænset kunstflyvning (spind, loop, hårnål og stejlkurver) samt skyflyvning, hvis det er instrumenteret hertil. Kategori A er tilladt til kunstflyvningsmanøvrer, der fastsættes ved certificeringen.



Figur 2-a.

Belastningsdiagram.

De angivne værdier af n er max. tilladte belastninger (uden brug af luftbremser eller landingsflaps), og det skal eftervises, at flyet kan tåle disse uden blivende formforandringer. Flyet skal herudover beregnes således, at det kan tåle de angivne belastninger multipliceret med faktoren 1,5 før et brud indtræffer.

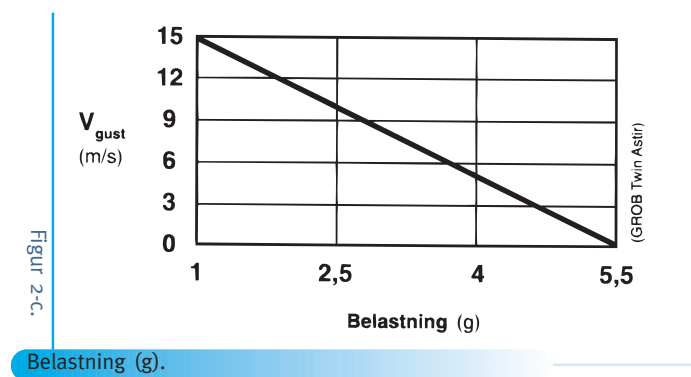
Figur 2-c.

Eksempel på en Twin Astir's tilladte g-belastning i forhold til en opvind ved VA. (Der må pålægges op til 4,5 ekstra 'g' i rolig luft; men i en 15 m/s opvind ingen!) Twin Astir er ikke godkendt efter JAR-22, men ældre foreskrifter -Derfor de 'skæve' tal!

| n<br>Kategori | n1   | n2   | n3   | n4    |
|---------------|------|------|------|-------|
| U             | +5,3 | +4,0 | -1,5 | -2,65 |
| A             | +7,0 | +7,0 | -5,0 | -5,0  |

Figur 2-b.

Belastningsfaktorer.





## B E G R Æ N S N I N G E R

På [fig. 2-a](#) er vist området med de designede hastigheder og tilhørende belastninger. De tilladte flyvehastigheder er ikke nødvendigvis de samme. F.eks. er VD design maksimum hastighed, der kan være lig med max. demonstreret hastighed (VDF); mens max. tilladt hastighed i rolig luft (VNE) kun udgør 90% af VDF.

Hastighedsbegrænsninger for et svævefly er normalt som følger:

- Max. tilladt hastighed i roligt vejr (VNE ) +
- Max. tilladt hastighed i uroligt vejr (VRA ) ++
- Max. tilladt hastighed for fulde rorudslag ++
- Max. manøvrehastighed (VM ). VM  $\leq$  VA.
- Max. tilladt hastighed med flaps, evt. luftbremser (VFE )
- Max. tilladt hastighed i flyslæb (VT )
- Max. tilladt hastighed i spilstart (VW )
- Max. tilladt hastighed med optrækkeligt hjul udfølget (VLO )

+) Denne hastighed kan være betinget af styrke- eller flutterhensyn.

- ++) Disse to hastigheder falder gerne sammen og skal som minimum være lig med VA (design manøvrehastighed).  
Ved hastigheden VNE (VD ) må der maksimalt benyttes 1/3 af fuldt rorudslag.

For fly med flaps gives en hastighedsbegrænsning for hvert flapsudslag, hvor der kan være tale om landingsflaps, positive en-route flaps og negative flaps. Negative flapsudslag skal kunne føres op til max. design hastighed (VD ).

Manøvrebegrænsninger for svævefly afhænger af, om de er i kategori U eller A, men der findes også svævefly, godkendt efter ældre forskrifter, for hvilke ingen form for kunstflyvning er tilladt.

For kategori U tillades normalt ikke manøvrer, der forårsager negative g-påvirkninger på flyet. Der kan også forekomme særlige begrænsninger, f.eks. spind ikke tilladt over tre omgange.

Endelig kan nævnes vægtbegrænsninger, f.eks.:

Max. tilladt fuldvægt

Min. tilladt vægt i førersæde eller vægtkombinationer i førersæderne.



Hvorom alting er: Et svæveflys begrænsninger må aldrig overskrides!

Overstiges f.eks. de tilladte hastigheder, kan vingerne vrides af flyet, eller der kan opstå rystelser, som gør, at piloten mister kontrollen over flyet. Moderne fly accelererer langt hurtigere og mere umærkeligt end ældre, så man må ved hurtig flyvning mellem termikbobler eller over start- eller ankomstlinien holde hyppigt øje med fartmåleren.

Overskrides de tilladte belastninger på vingerne, kan disse rives af flyet eller, hvad der næsten er værre, svækkes så alvorligt, at næste pilot kommer ud for brud, selv om vedkommende holder sig indenfor begrænsningerne. De tilladte hastigheder mv. er naturligvis sat med en vis sikkerhedsmargin; men overskrides disse forsvinder sikkerheden hurtigt. Husk at påvirkningerne stiger med kvadratet på hastigheden.

Udføres manøvrer med et fly, som ikke er tilladt til dette, kan katastrofesituationer også opstå. F.eks. vil rulning og rygflyvning med et almindeligt svævefly betyde fuldstændig ændrede og meget farlige belastninger på flyet.

Overskrides den tilladte fuldvægt, betyder dette, at brudlastfaktoren og hermed sikkerheden ved de tilladte hastigheder bliver mindre end beregnet, samt normalt at tyngdepunktet ligger for langt fremme, hvilket i givet tilfælde kan betyde, at flyet ikke kan rettes op/flades ud ved landing.

Såfremt vægten i førersædet er mindre end den mindst til ladte, vil flyets tyngdepunkt ligge for langt tilbage, således at flyveegenskaberne ændrer sig uheldigt; f.eks. kan spind-egenskaberne ændres, ligesom der kan forekomme haleplansstall ved landing, hvilket altid vil have voldsomme følger.

### Sprængstykker

Det er påbudt, at der anvendes sprængstykker i startwiren ved spilstart, således at der kun kan fremkomme et begrænset træk i flyet under starten, idet der specielt i uroligt vejr kan fremkomme særdeles store kræfter under starten. Styrken af sprængstykke er angivet med et nummer og en farvekode, og afhænger af hvilken flytype der anvendes.

Tilsvarende foreskrives sprængstykker i slæbetove til flyslæb.

Sprængstykkerne kan bestå af enkelt- eller dobbelt-monterede sprængstykker, og skal være monteret med en beskyttelse, der forhindrer ødelæggelse ved nedslag mod jorden.

Anvendes dobbeltmonterede sprængstykker, skal det ene sprængstykke have runde og det andet ovale monteringshuller, således at det ikke er muligt at have træk på begge sprængstykker samtidigt.

Sprængstykker skal efterses for deformationer og fri bevægelighed før hver flyvning.

## PRÆSTATIONS DATA

Ved bedømmelse af et svæveflys egenskaber skelnes mellem dets flyveegenskaber og dets præstationsdata. Flyveegenskaberne kan der normalt ikke gives tal for; de omfatter egenskaber som rorharmoni, rorfølsomhed, kurveegenskaber mv.; og opfattelsen af, om et fly er godt eller dårligt i disse retninger, er væsentligst subjektiv, dvs. afhængig af piloten.

I dette afsnit skal kun omtales præstationsdata - i det væsentlige ved ligeudflyvning -og her er flyets synkehastighed og glidetæl betydende faktorer.

Figur 2-d.

| Farve | Nummer | Brudstyrke<br>daN = kp ± 10% |
|-------|--------|------------------------------|
| Sort  | 1      | 1000                         |
| Brun  | 2      | 850                          |
| Rød   | 3      | 750                          |
| Blå   | 4      | 600                          |
| Hvid  | 5      | 500                          |
| Gul   | 6      | 400                          |
| Grøn  | 7      | 300                          |

Farvekode og brudstyrke på sprængstykker.

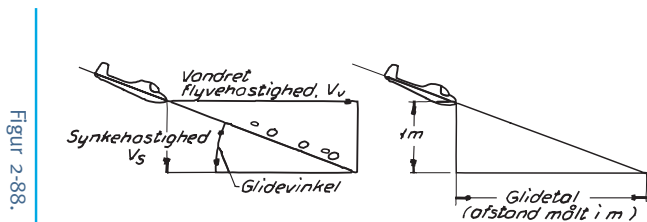


### Synkehastighed og glidetæl

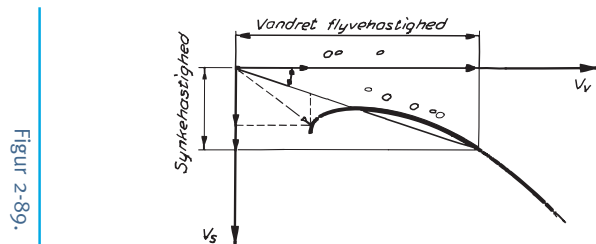
Ved et flys synkehastighed (figur 2-88) forstås det antal meter, det synker pr. sekund (i rolig luft).

Ved et flys glidetæl (figur2-88) forstås det antal meter, det bevæger sig fremad for hver meter, det synker, medens glidevinklen er den vinkel, dets flyvebane danner med det vandrette plan (i rolig luft).

Ved at angive sammenhørende værdier af synkehastighed, flyvehastighed og glidetæl i det hastighedsområde, hvor flyet benyttes, fås en udmærket oversigt over flyets præstationer under forskellige forhold. En sådan oversigt tegnet som graf kaldes flyets hastighedspolar og kunne også kaldes dets »præstationsgraf«.



Synkehastighed, glidetæl og glidevinkel.



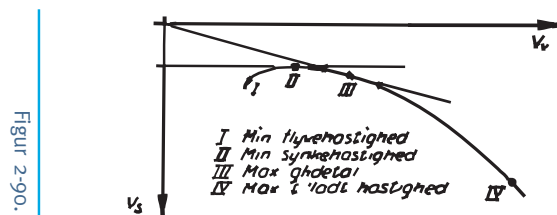
Figur 2-89.

Konstruktion af en hastighedspolar.

### Hastighedspolaren

Hastighedspolaren kan konstrueres ved at opløse flyvehastigheden  $V$  i to komponenter: Den vandrette flyvehastighed ( $V_v$ ) og synkehastigheden ( $V_s$  = den lodrette flyvehastighed) og afsætte disse henholdsvis ud ad en vandret og lodret akse som vist på figur 2-89. Dette gentages for en række flyvehastigheder, og en kurve tegnes mellem de fundne punkter.

Af hastighedspolaren kan for ethvert punkt aflæses (figur 2-90): Flyvehastigheden, vandret flyvehastighed, synkehastighed og glidevinkel, heraf kan glidetallet betegnes som vandret flyvehastighed . Evt. kan glidetallet være angivet på visse punkter af kurven.



Figur 2-90.

Karakteristiske punkter på en hastighedspolar.

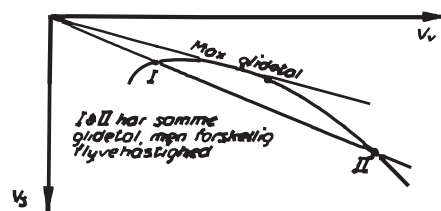
Som det ses på [figur 2-91](#) kan et svævefly flyves med samme glidetetal ved stor og lille flyvehastighed. Det bemærkes, at under hastigheden svarende til bedste glidetetal vil en hastighedsformindskelse altid give mindre glidetetal

Hastighedspolarens udseende afhænger af flyets vægt. Det kan vises, at dersom flyets vægt fx forøges fra  $P_1$  til  $P_2$  kg, skal flyvehastighederne for den nye polar forøges med  $\sqrt{P_2/P_1}$ . På [figur 2-92](#) er vist ændringen af polarens udseende ved en vægtforøgelse på 50 pct.

Ved en vægtforøgelse vil a) mindste flyvehastighed forøges, b) mindste synkehastighed vokse, c) hastigheden svarende til bedste glidetetal vokse; men det bedste glidetetal vil være det samme i de to tilfælde.

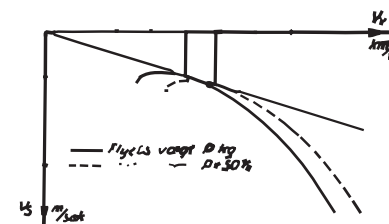
Endvidere ses, at ved større flyvehastigheder vil det tungere fly have bedre glidetetal end det lettere fly, medens ved små hastigheder det omvendte er tilfældet. Dette er baggrunden for, at man anvender vandballast. Ved flyvning i større højder ændres polarens

Figur 2-91.



Punkter med samme glidetetal på polaren.

Figur 2-92.



Hastighedspolarens ændring med flyets vægt.

udseende tilsvarende, idet luftens vægtfylde falder med større højder. Det bemærkes dog, at fartmålervisningen fx svarende til bedste glidetetal vil være uafhængig af højden ([se kap.3, Instrumenter](#)). I det ovenstående er ikke taget hensyn til luftens bevægelser i forhold til jorden. Skal svæveflyets præstationer i forhold til jorden findes, må tages hensyn til eventuelle lodrette og vandrette bevægelser af luften.

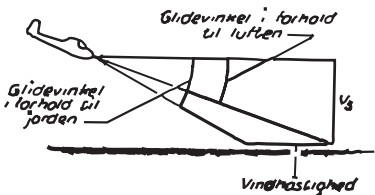
På figur 2-93 er vist, hvilken indflydelse vindhastigheden har på glidevinkel mv. forhold til jorden ved flyvning på kurs mod vinden.

På figur 2-94 ses, hvorledes hele hastighedspolaren ved flyvning på kurs mod vinden vil flyttes til venstre, et stykke svarende til vindhastigheden, når flyets præstationer skal regnes i forhold til jorden. I stedet for at flytte selve hastighedspolaren er det lettere blot at flytte den lodrette akse det tilsvarende stykke til højre (figur 2-95).

**Figur2-95.** Flytning af polarens nulpunkt ved flyvning på kurs mod og med vinden samt ved flyvning i opvind og faldvind.

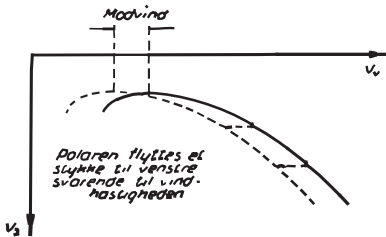
På nøjagtig tilsvarende måde ændres hastighedspolaren ved flyvning på kurs med vinden samt ved flyvning i såvel opvind som faldvind. Modvindens størrelse afsættes altså til højre, medvindens til venstre, opvindens størrelse nedad og faldvinden opad. ønskes polaren for kombinationer af lodrette og vandrette lufthastigheder, af sættes

Figur 2-93.



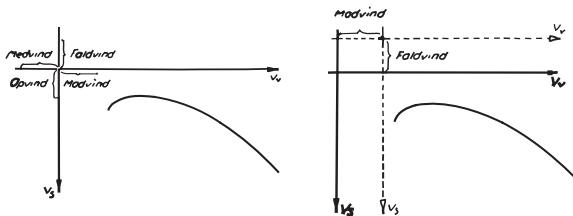
Ændring af glidetotal ved flyvning på kurs mod vinden.

Figur 2-94.



Forskydning af hastighedspolar ved flyvning på kurs mod vinden.

Figur 2-95.



Flytning af polarens nulpunkt ved flyvning på kurs mod og med vinden samt ved flyvning i opvind og faldvind.

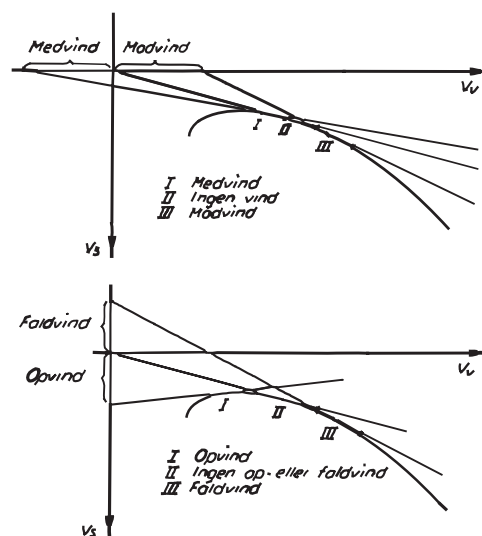
disse størrelser som angivet ovenfor, og der trækkes linier vinkelret på akserne gennem endepunkterne. Skæringspunktet mellem disse linier er da det nye nul-punkt for polaren.

I mange tilfælde er man under flyvning på kurs med eller mod vinden specielt interesseret i bedste glide-tal i forhold til jorden samt den hertil hørende flyve-hastighed.

På figur 2-96 ses, at ved flyvning på kurs mod vin-den skal flyvehastigheden sættes betydeligt op for at opnå bedste glidevinkel i forhold til jorden. Ved flyvning under samme vindstyrke, men på kurs med vinden, skal flyvehastigheden sættes betydelig min-dre ned (aldrig mindre end hastigheden svarende til mindste synkehastighed). Tilsvarende forhold ses på figur 2-96 at gøre sig gældende ved flyvning i opvind eller faldvind.

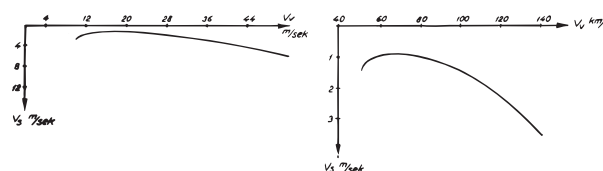
Det bemærkes, at for direkte at kunne aflæse glide-vinkler og flyvehastigheder, skal man benytte samme hastighedsenhed og målestokforhold, fx meter/sek for både lodret og vandret akse. De polarer, som fin-des i brochurer mv. over svævefly, er normalt tegnet

Figur 2-96.



Ændring af bedste glidetotal m.v. ved flyvning på kurs mod og med vinden, samt ved flyvning i opvind og faldvind.

Figur 2-97.



Hastighedspolar.

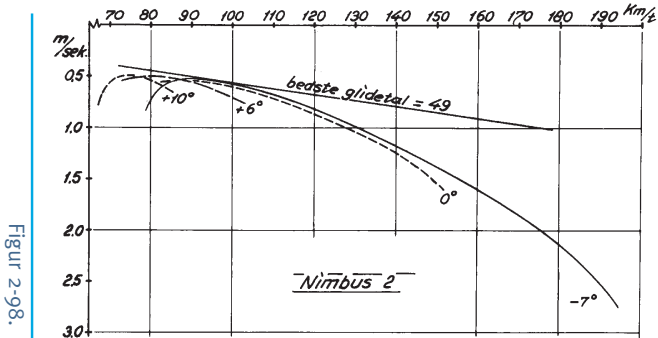
på en lidt anden måde, idet flyvehastigheden er afsat udad den vandrette akse og synkehastigheden ad den lodrette som vist på figur 2-97.

Måleenhederne er normalt henholdsvis km/t og m/sek, ligesom den vandrette akse's O-punkt er forskudt. På en sådan polar kan aflæses de sammenhørende værdier af flyvehastighed og synkehastighed, hvorved glide-tal og -vinkler kan beregnes; men de konstruktioner, som er vist i det foregående, kan ikke umiddelbart foretages. Polaren skal i så tilfælde konstrueres om. Årsagen til, at polaren tegnes som vist på figur 2-97, er den, at med samme målestoksforhold for de to akser vil polaren blive meget flad, og dersom aflæsning af glidetetal mv. skal foretages med rimelig nøjagtig-hed, skal tegningen derfor være temmelig stor.

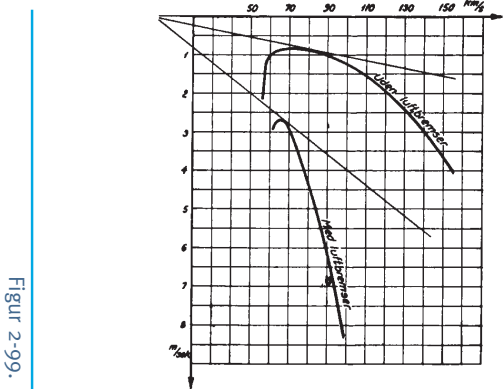
### Flaps

Et svæveflys vinger kan foruden krængerorene yderli-gere forsynes med bevægelige flader langs bagkan-ten, kaldet flaps. Disse kan især give udslag nedad, hvorved profilet krummes mere og derved giver større opdrift ved samme indfaldsvinkel.

Modstanden på vingen forøges dog normalt for-holdsvis mere end opdriften, hvorved flyets glidetetal formindskes. På motorfly anvendes flaps under ind



Ændring af hastighedspolar ved flapsudslag.



Hastighedspolar med og uden luftbremser.

flyvning og landing for at nedsætte landingshastighe-den, idet også den maximale opdrift på vingen forøges.



På svævefly anvendes flaps på visse typer, som er bygget specielt med henblik på høj flyvehastighed. Med passende flapsudslag kan sådanne flys præstationer ved lave flyvehastigheder forbedres, ligesom mindste flyvehastighed nedsættes. Et svagt udslag opad kan yderligere forbedre egenskaberne ved høje hastigheder.

På figur 2-98 er vist typiske hastighedspolarer for et sådant fly med forskellige flapsudslag. Flyets bedste hastighedspolar kan da tegnes som en graf, der rører alle disse polarer. For at udnytte et sådant fly bedst muligt ses det, at flyet især ved lave hastigheder skal flyves med varierende flapsudslag. Dette kan i praksis være temmeligt krævende for piloten, hvorfor man på visse nyere typer søger at aflaste ham med elektroniske hjælpemidler, så flapsene automatisk får det rigtige udslag.

Virkningen af flaps forøges, når de sammenkobles med krængerorene på en sådan måde, at disses neutralstilling også får et udslag nedad, når flaps'ene får det. Enkelte typer udføres med en enkelt flade langs bagkanten af hver vinge, således at denne flade samtidig kan virke som flap og krængeror.

### Luftbremser

På svævefly anvendes næsten altid luftbremser bestående af relativt små flader, som sættes ud vinkelret på luftstrømmen på vingens over- og underside, evt. kun på oversiden.

Luftbremser af denne type vil skabe store hvirvelområder bag sig; de vil forøge luftmodstanden væsentligt, når de slås ud, og samtidig formindske opdriften, bl.a. fordi trykkene på over- og underside af profilet vil ud- ligne sig gennem spalten i vingen. Denne søger man dog på nyere typer helt at undgå for ikke at få luftgennemstrømning med lukkede bremses.

Luftbremserne benyttes under indflyvning for at nedsætte flyets glidetotal, idet et fly med stort glidetotal vil få en meget lang og lav indflyvning, som er vanskeligt at bedømme korrekt for piloten, og som kræver relativt store landingsarealer.

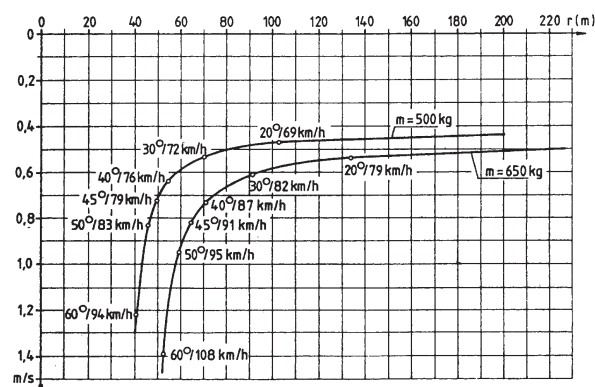
Luftbremserne er endvidere udført så solidt, at de - i modsætning til de fleste flaps - kan anvendes ved høj flyvehastighed; de anvendes da også til at begrænse svæveflyets dykhastighed, således at det selv under et 45° dyk ikke overskrider sin maksimalt tilladte hastighed. Det bemærkes dog, at dette ikke gælder alle flytyper, især ikke ældre.



Visse svævefly er kun udstyret med mindre luftbremser (spoilers) på oversiden af vingerne. Disse er ikke så effektive som de førnævnte bremsere og kan ikke benyttes til begrænsning af dykhastighed. På figur 2-99 er vist hastighedspolaren for et svævefly med og uden luftbremser ude.

På nogle typer findes bagkantbremsere eller flaps, der med stort udslag også kan fungere som luftbremser, og endelig anvendes i enkelte tilfælde en bremse-»faldskærm« i flyets hale i stedet for eller som supplement til luftbremser på vingerne.

Figur 2-100.



Polar for kredsende svævefly (24 m ASW 22) viser, hvordan synkehastigheden øjes, jo mindre radius man flyver med. Samhørende krængningsvinkler og hastigheder er angivet.