KSAK:s handböcker

nr 2

# Hur man konstruerar modellflygplan

KSAK

AKTIEBOLAGET TRYCKSAKER
NORRKÖPING
1956

KSAK:s HANDBÖCKER II

# HUR MAN KONSTRUERAR MODELLFLYGPLAN

Av

Sigurd Isacson

KUNGL. SVENSKA AEROKLUBBEN

# INNEHÅLLSFÖRTECKNING


Kap. 1. *MODELLFLYGPLANETS AERODYNAMIK* sid.

Teori och praktik vid modellflygplanskonstruktion . . . . . 7

Kap. 2. *LUFTENS GRUNDLAGAR*

a) Uttryckssätt i text och bild . . . . . 8
b) Luftmotstånd . . . . . 12
c) Dynamiskt och statiskt tryck . . . . . 17
d) Lyftkraft . . . . . 18

Kap. 3. *DET IDEELLA BÄRPLANET*

a) Lyftkraftskoefficienten . . . . . 23
b) Motståndskoefficienten . . . . . 25
c) Glidtalet . . . . . 25
d) Polardiagrammet . . . . . 28

Kap. 4. *INDUCERAT MOTSTÅND*

a) Uppkomst och verkan . . . . . 32
b) Beräkning . . . . . 33
c) Sidoförhållande och spetsutformning . . . . . 34

Kap. 5. *REYNOLDS TAL*

a) En betydelsefull faktor . . . . . 38
b) Verkningar på den flygande modellen . . . . . 40
c) Laminär och turbulent strömning — turbulenstråd . . . . . 42

Kap. 6. *MODELLPLANETS GLIDFLYKT*

a) Glidtriangeln-flyghastighet, glidtal och sjunkhastighet . . . 46
b) Beräkning av flyghastighet . . . . . 48
c) Beräkning av glidtal . . . . . 51
d) Beräkning av sjunkhastighet . . . . . 54
e) Beräkning av flygtid . . . . . 54

Kap. 7. *BÄRPLANSPROFILER*

a) Profilformens inverkan på flygegenskaperna . . . . . 56
b) Profilserie . . . . . 57
c) Val och uppritning av vingprofil . . . . . 60
Procentvärden för S I-seriens profiler . . . . . 61

Kap. 8. *HÖJDSTABILITET*
a) Hur stabiliseringen verkar . . . . . 62
b) Beräkning av tryckcentrum och tyngdpunkt . . . . . 66
c) Beräkning av anfallsvinklar . . . . . 68

Kap. 9. *KURS- OCH TVÄRSTABILITET*
a) Lateralplan och kursstabilitet . . . . . 71
b) V-form och tvärstabilitet . . . . . 73

Kap. 10. *MATERIAL OCH VIKTBERÄKNING*
a) Balsa eller furu? . . . . . 76
b) Hjälpmaterial och beklädnad . . . . . 78
c) Viktberäkning . . . . . 79

Kap. 11. *SEGELMODELLER*
a) Flygkroppar . . . . . 81
b) Vingar . . . . . 83
c) Styrverk . . . . . 87
d) Detaljer . . . . . 89

Kap. 12. *SEGELMODELLENS BERÄKNING* . . . . . 92

Kap. 13. *GUMMIMOTORDRIVNA MODELLPLAN* . . . . . 95
Lämpliga dimensioner för gummimotormodeller . . . . . 96

Kap. 14. *GUMMIMOTORN*
a) Uppvridningsvarv och vridmoment . . . . . 98
b) Uppvridningsteknik . . . . . 100
c) Beräkning av uppvridningsvarv . . . . . 101
d) Gummimotorns skötsel . . . . . 103

Kap. 15. *PROPELLERN*
a) Propellerdata . . . . . 104
b) Propellern under glidflykten . . . . . 104

Kap. 16. *MOTOR — PROPELLERSYSTEMET*
a) Motorarrangemang . . . . . 105
b) Beräkning av motor — propeller . . . . . 107

Kap. 17. *FÖRBRÄNNINGSMOTORDRIVNA MODELLFLYGPLAN* . . 108
Linkontrollmodeller . . . . . 108

Aerodynamiska beteckningar . . . . . 110

# Modellflygplanets aerodynamik

*Teori och praktik vid modellflygplankonstruktion*

## 1.

Ni som läser denna bok hör inte till det oinitierade fåtal som kallar modellflyget för lek. Ni anser det vara en mycket givande hobby, både en god sysselsättning för hjärna och händer inomhus och en härlig friluftssport. Men får ni verkligen ut något av den tjusning som ligger i det *målmedvetna* skapandet av ständigt bättre modellflygplan, den känsla av att behärska tyngdlagen, som man får när man förstår orsaken till varje framgång eller bakslag och kan utnyttja den nya erfarenheten till att nå ännu längre? Kan ni förklara varför ert flygplan flyger och varför ett modellflygplan är sämre än ett annat, eller vet ni bara att så *är* det, och så skaffar ni er en ny, dyrköpt erfarenhet med nästa modell, kanske ända tills ni ledsnat på att göra fel och slutar upp med en av världens förnämsta och mest framtidsbetonade hobbies?

Det är fullkomligt onödigt att använda flera år för att få fram en användbar konstruktion, när ni genom att studera modellflygtekniken och använda dess samlade erfarenheter kan rita en modell på skrivbordet, som flyger perfekt efter första trimningen! Det gamla pratet om att »teorin» inte stämmer med verkligheten är rent nonsens, eftersom den »teori» det här gäller är baserad på alla samlade erfarenheter och noga prövad i verkligheten.

Denna modellflyghandbok är så upplagd, att var och en som fullbordat folkskolan har tillräckliga kunskaper i matematik, fysik och svenska för att förstå den. Men det fordras en sak till, och det är *viljan* att övervinna de små besvärligheter, som framträngandet i denna den elementära vetenskapens snårskog åsamkar var och en på väg mot de öppna vidderna. Har ni viljan, skall ni efter litet praktisk tillämpning snart kunna bli en god modellplanskonstruktör, oavsett om ni slutat er utbildning med folkskolan eller gått vidare.

Om ni har litet högre kunskaper i matematik kan ni även läsa de svårare partier med formler o. s. v., som markerats med förstreckning i kanten. Det är inte alls nödvändigt att förstå dessa partier för att man skall bli en god konstruktör, men de ger den mera beläste tillfälle att ingående kalkylera med variationer i lyftkraft och motstånd, flyghastigheter m. m.

Ni kommer måhända i Modellflygplanets aerodynamik att sakna någon speciell framställning av flygning med förbränningsmotor, gummimotor eller reamotor. Då denna är en komplicerad sak, som endast skulle förvirra begreppen om den grundläggande glidflykten, har jag uteslutit dessa modellers speciella principer och beräkning. Hela Modellflygplanets aerodynamik gäller dock i tillämpliga delar även motordrivna modeller.

Innan ni sätter igång att läsa boken och helst också mellan varje kapitel, bör ni kasta en blick på innehållsförteckningen för att få en bättre översikt och förstå sambandet mellan de olika begreppen. Det är viktigare än ni tror. Jag råder er också att försöka se modellflygplanet framför er och söka överföra det ni läser om på den flygande modellen. Ni överför därigenom teorin till praktik och lär er mycket fortare att förstå den. Och sedan, när ni läst boken, bör ni försöka förklara allt ni ser och hör på flygfältet eller vid diskussion med kamrater (att vara med i en klubb är nästan nödvändigt för ett gott utbyte av sporten!) med de kunskaper ni inhämtat. Ni övar då ert sinne för aerodynamik och konstruktionsteknik, så att ni till slut kan bli en fullkomlig virtuos på att förklara och dra slutsatser både för er själv och andra.

# Kap. 2. Luftens grundlagar

## a) *UTTRYCKSSÄTT I TEXT OCH BILD*

När man skall lära sig grundprinciperna för flygning, vilka går under det mera lärda namnet aerodynamik (läran om luftens rörelse och krafter), kan det inte hjälpas att man stöter på uttryckssätt som annars inte hör vardagslivet till. Men vi skall inte slå ifrån oss med ett »det där begriper jag inte», utan vi skall studera »nyheterna» och lära oss förstå dem. Det är ingen konst för någon modellflygare, vilket ni här skall få se.

Först och främst kan man i en sådan här framställning inte ständigt upprepa långa benämningar, t. ex. »lyftkraftskoefficienten». Blir det tal om uträkningar, där lyftkraftskoefficienten skall vara med på ett hörn, så kan man ju omöjligen sätta in hela ordet bland bråkstreck och gångertecken. Därför gör vi helt enkelt så, att vi kallar lyftkraftskoefficienten för t. ex. $c_a$, en *beteckning* som är betydligt lättare att skriva och handskas med. I den här boken inför vi efter hand sådana förenklande beteckningar för alla viktigare faktorer. Skulle ni glömma bort vad t. ex. beteckningen $v$ avser, så slå bara upp den i slutet av boken. Där finns beteckningarna samlade i den ordning de införts, och där finner ni vad de betyder, vilken sort talen uttrycks i och i vilket kapitel de finns beskrivna. Ni ser då att $v$ är beteckningen för hastighet, att den uttrycks i m/sek (meter per sekund) och att den först omtalas i kap. 2 b.



Vad betyder då *a*:et i underkanten på $c_a$? Jo, det är ett s. k. *index*. För att ni skall veta vad det är vi skall bolla med, skall omtalas att *c*:et betecknar att det är en koefficient, medan *a*:et närmare talar om vad för slags koefficient som avses, nämligen i detta fall lyftkraftskoefficient. *a* hänsyftar nämligen på tyskans Auftrieb, som betyder lyftkraft. Alltså, $c_a$ betyder koefficient för lyftkraften. Vilka bokstäver som används spelar f. ö. ingen roll. $v$ betecknar som vi sade hastighet. Med index *s*, alltså $v_s$, menar vi på samma sätt »hastighet, sjunk» eller sjunkhastighet för att använda riktig svenska. v kommer av det engelska ordet velocity = hastighet. De där utländska orden skall vi inte hänga upp oss på, de används nämligen för stora flygplan och är så inkörda att vi inte gärna ändrar på dem.

Vi talade om lyftkraftskoefficienten. En *koefficient* är ett tal som uttrycker storleken av något i förhållande till något annat därmed jämförbart, t. ex. som i detta fall storleken av en vinges lyftkraft i förhållande till lyftkraften för en annan, lika stor men kanske annorlunda profilerad vinge. Specifika vikten för t. ex. balsa är ungefär 0,1 och den kan man kalla för balsans viktskoefficient. Den anger, att vikten av en kubikcentimeter balsa är ungefär 1/10 av vikten för en lika stor mängd vatten. Det där kommer ni att förstå efter hand som det kommer fram, om ni inte redan känner till dessa begrepp.

Ett matematiskt begrepp, som vi inte nödvändigtvis behöver kunna räkna med, men vars mening vi bör förstå, är *kvadraten på ett tal*. Kvadraten på 3 skrivs $3^2$, och det betyder helt enkelt, att vi skall multiplicera 2 stycken 3:or med varandra, d. v. s. kvadraten på $3=3\times3=9$. Kvadraten på 2 skrivs $2^2$ och är — ja räkna själv ut vad 2 stycken tvåor multiplicerade med varandra blir! Alldeles riktigt, kvadraten på två är 4, $4^2$ blir 16, $5^2$ blir 25 o. s. v. Då är det ingen konst, medan vi är igång, att förstå vad som menas med *kvadratroten* ur ett tal. Det är nämligen tvärtom. Om kvadraten på 3 är 9, så är kvadratroten ur 9 lika med 3. Kvadratroten ur ett tal är nämligen det tal, vars kvadrat är det förstnämnda talet. Kvadratroten ur 25, eller som man kortare säger roten ur 25, är alltså 5, ty kvadraten på 5 blir just 25. Vad är alltså roten ur 16? Jo, det blir 4, ty 4 är det tal vars kvadrat är 16 o. s. v. Förstår ni inte detta, så går det bra ändå, men om ni inte ryggar tillbaka för kvadrater och kvadratrötter, så kan ni komma litet längre genom att även läsa de svårare partier som är markerade med ett streck i marginalen.

För att visa sambanden mellan motstånd och lyftkraft, flyghastighet och sjunkhastighet m. m. är det ett utmärkt, ja nödvändigt sätt att åskådliggöra dessa krafter och hastigheter med hjälp av pilar. Vi skall här försöka visa, hur naturlig och lättförståelig denna symbolik är.

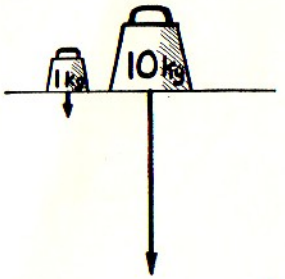



Fig. 1
*Pilarnas längd motsvarar vikternas (krafternas) storlek.*

Man brukar alltså låta pilar föreställa krafter eller hastigheter, varvid *förhållandet mellan pilarnas längder motsvarar förhållandet mellan krafternas (hastigheternas) storlekar, och pilarnas riktning är lika med krafternas (hastigheternas) riktning.* (Om man t. ex. går i en viss riktning med en viss hastighet, så säges hastigheten ha denna riktning.) Se fig. 1.

Vi tänker oss att vi har två krafter, som verkar på en kropp i rakt motsatta riktningar. Verkan på kroppen blir densamma, om man minskar den större kraften med den mindre. Kvar blir då en på kroppen verkande kraft, som är de ursprungligas skillnad och har den större kraftens riktning. Det är samma sak som att lägga en gramvikt i ena vågskålen på en våg. Verkan blir densamma, om man i st. lägger dit 1001 g och 1000 g i den andra vågskålen. Vågen ger lika stort utslag, motsvarande 1001 g—1000 g = 1 g.

På samma sätt förhåller det sig med hastigheter. Om man åker med ett tåg med hastigheten 50 km/tim och går bakåt i tåget med 5 km/tim, åker man i själva verket framåt med en fart av 50—5 = 45 km/tim i förhållande till marken. Går man framåt i tåget, åker man på samma sätt fortare.

Även om en kropp påverkas av två krafter, som bildar viss vinkel mot varandra, kan krafterna ersättas med en enda kraft som har exakt samma verkan på kroppen. Här skall bara visas hur man finner den kraft, som har samma verkan som två andra mot varandra vinkelräta krafter. *En kraft, som till sin verkan ersätter två (eller flera) andra krafter, kallas dessa krafters resultant.* Fig. 2 visar en låda, som två pojkar skjuter framför sig. Den starkare pojken skjuter med en kraft av 20 kg. medan den svagare, som skjuter vinkelrätt däremot, bara orkar åstadkomma en kraft på 15 kg. Varje pojke skjuter rakt fram, men lådan, som ju påverkas av bägge pojkarnas krafter, åker snett framåt och därvid givetvis mest åt det håll den starkare pojken skjuter.

Nu ritar vi ut pojkarnas krafter med pilar. (Se fig. 2!) Vi hade kommit underfund med att lådan skulle åka snett framåt och därvid mer åt den starkare kraftens riktning. Det tycks, som om lådan skulle följa en linje från hörn till hörn (diagonalen) i den »kraftrektangel», som är utritad i fig. 2. I själva verket är detta också fallet. Denna riktning måste tydligen vara riktningen av krafternas resultant. *Resultanten har alltså samma riktning som diagonalen i kraftrektangeln.*

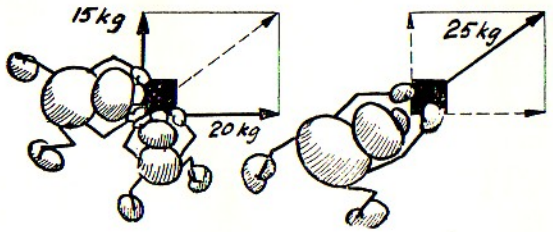


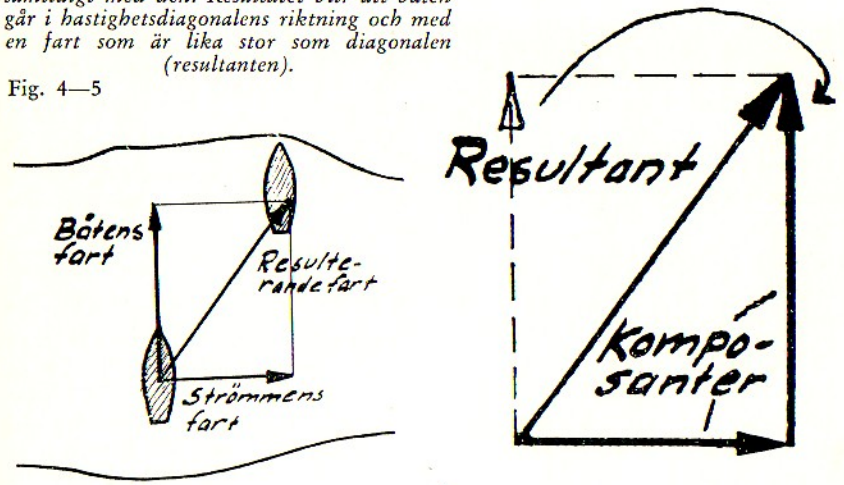

Fig. 2—3

*Pojkarna trycker på lådan med 15 och 20 kg krafter, vinkelrätt mot varandra. Lådan åker då iväg i diagonalens riktning.*



*Båten ros vinkelrätt mot strömmen och driver samtidigt med den. Resultatet blir att båten går i hastighetsdiagonalens riktning och med en fart som är lika stor som diagonalen (resultanten).*

Fig. 4—5




Vi låter nu den starkare pojken skjuta lådan ensam i diagonalriktningen (fig. 3), och vi kommer då att finna, att han måste använda 25 kg för att kunna skjuta lådan framför sig. Dessa 25 kg har helt ersatt bägge pojkarnas krafter; resultantens storlek är 25 kg. Om vi tar en linjal och mäter avståndet från hörn till hörn i kraftrektangeln, finner vi, att den är precis så lång, att den motsvarar en kraft på 25 kg i förhållande till de andra kraftpilarna, som representerar 20 och 15 kg. Härav inser vi, att *en kraftpil lika lång som diagonalen i kraftrektangeln motsvarar resultantens storlek.*

Vi tar ett annat exempel, men denna gång låter vi pilarna betyda hastigheter i stället för krafter. Detta ändrar ingenting, utan det blir precis samma resonemang.

Vi tänker oss en man, som skall ro tvärs över en älv, där det är stark ström. (Fig. 4.) Hastigheten är ju, om den mäts i km/tim, ingenting annat än den väg man åker på en timme, mätt i km. Vi ritar alltså upp en pil, som visar hur långt mannen ror på en timme, d. v. s. hans hastighet rakt fram. För att visa hur båten verkligen har rört sig, måste vi först rita en pil, som visar hur långt den drivit med strömmen, samtidigt som den gått rakt fram. Denna pil blir vinkelrät mot den förra. (Båten är ju riktad vinkelrätt mot strömmen, men driver samtidigt med denna. Se fig. 4.) Resultatet av dessa bägge förflyttningar motsvaras av resultanten, som alltså är båtens verkliga väg. Efter en timme befinner sig båten i en punkt, som motsvarar resultantens (diagonalens) ändpunkt.

Vi har alltså funnit, att *resultanten till två mot varandra vinkelräta krafter (hastigheter) har samma storlek och riktning som diagonalen i kraft- (hastighets-) rektangeln.*

Omvänt kan lätt visas, att en kraft uppdelas i två (eller flera) andra krafter, komposanter, som tillsammans har samma verkan som den ursprungliga. *Om en kraft skall uppdelas i två mot varandra vinkelräta komposanter, kommer dessa att bilda sidorna i en kraftrektangel* (d. v. s. en rätvinklig fyrhörning. Se fig. 5).

Av fig. 5 framgår, att vi får samma resultat om vi endast ritar halva figuren, d. v. s. flyttar $P_v$ så att den sammanfaller med linjen a. Komposanten $P_v$ får ju ändå samma storlek och riktning. Linjen b blir ju överflödig, och vi får alltså en triangel i stället för rektangel. Man kan alltså lika väl upprita endast en triangel som hela rektangeln.

## b) *LUFTMOTSTÅND*

Innan vi går in på att tala om de krafter luften åstadkommer, måste vi veta litet om luften själv. »Luft är inte bara luft» har någon sagt, och det skall vi lägga på minnet. Har ni flugit någon gång? I så fall har ni inte kunnat låta bli att undra, hur det egentligen är möjligt att ett flygplan som väger hundratals, kanske tusentals kilo kan sväva lätt och ledigt i luften utan att man kan se något som håller planet uppe. Luften är ju ingenting och den väger ju ingenting, resonerar ni kanske. Det kan så tyckas. Men om den får stor hastighet, eller om ett föremål, t. ex. flygplanet, förs fram genom luften med stor hastighet, så ger de oräkneliga mängderna av osynliga gasmolekyler, som stormar emot flygplanet, en kraft av orkanartad storlek. Sticker ni ut en hand pressas den bakåt, ja bryts av, om ni gör det i ett jaktplan i full fart. Men även om luften står stilla, har den stor kraft. På er pekfingernagel, som är ungefär en kvadratcentimeter stor, verkar luften med ett tryck av inte mindre än 1 kilo! Att ni inte känner av det beror bara på den lyckliga omständigheten att luften trycker lika hårt från alla sidor, även i viss mån inifrån.

Detta tryck av stillastående luft, eller statiskt tryck som de lärda säger, beror på att luften har tyngd, och den är för luft nära marken så stor som cirka 1,3 kilo per kubikmeter. Mot höjden avtar luftens täthet (specifika vikt) för att bli noll högt uppe. Om vi ur den omtalade kubikmetern skär ut en lodrät pelare med en kvadratcentimeters genomskärningsyta, kommer den att väga $\frac{1300}{100 \times 100} = 0{,}13$ gram. Tänker vi oss sedan ett antal sådana pelare av en meters höjd staplade på varandra upp till 15.000 meters höjd, där luftens täthet är mycket liten eller nästan = 0, så får vi alltså 15.000 sådana luftpelare med en medelvikt av $\frac{0{,}13}{2} =$ 0,065 gram (den undre väger ju 0,13 gram och ovanför den avtar vikten till nära noll på 15.000 meters höjd, vilket ger ungefär hälften av 0,13 i medelvikt.). Och $15.000 \times 0{,}065$ gram gör ungefär 1.000 gram eller ett kilo, med vilken kraft luften som nämnts trycker på en kvadratcentimeter — er nagel.

Med vetskap om luftens tyngd är det inte svårt att fatta, att den åstadkommer ett kraftigt tryck då den rusar emot en kropp. Vi vet ju, att det är tyngden och farten hos t. ex. en kastad sten, som avgör med vilken kraft den dunsar mot en



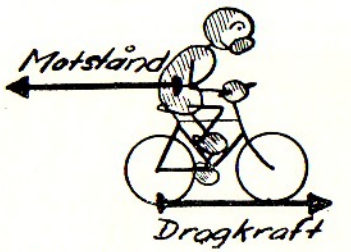



Fig. 6

*Varje kraft alstrar en lika stor och motsatt riktad kraft (Isac Newton). I detta fall motsvaras den framdrivande kraften i bakhjulet av luftmotståndet (om vi bortser från friktionen).*

vägg. Samma gäller luften. Får den bara tillräcklig fart, så nog räcker tyngden till för att åstadkomma ett mäktigt tryck. Och därmed är vi inne på luftmotståndet.

Vad är luftmotstånd, hur verkar det och vad bestämmer dess storlek? Ni har väl cyklat i motvind en blåsig dag och känt ett hårt tryck mot kroppen, som nästan kommit er att blåsa av cykeln — bakåt. Trycket är helt enkelt luftmotståndets verkan på er, och det verkar bakåt, d. v. s. motsatt den riktning åt vilken ni själv strävar. Luftmotståndet motverkar alltså den framdrivande kraften.

Om vi kunde bortse från hjulens friktion m. m. och anta, att ni kan åstadkomma en viss framdrivande kraft, så blir luftmotståndet lika stort som denna. Om det vore mindre än den framdrivande kraften, skulle cykelns fart öka ända tills luftmotståndet blivit lika med kraften. Vore luftmotståndet större, skulle farten minska tills krafterna blivit lika igen. Detta kallas jämvikt. *Luftmotståndet är riktat rakt motsatt dragkraften och är lika stort som denna.* Se fig. 6.

Om ni ökar farten, så ökar »fartvinden» och därmed trycket mot er själv. Om ni cyklar i motvind och den i stället ökar lika mycket som ni i föregående fall ökade farten, så blir fartvinden lika stor och får samma verkan. Det spelar alltså ingen roll, om det är ni eller vinden som ökar hastigheten; summan av hastigheterna är avgörande. I bägge fallen är cykelns hastighet i förhållande till luften (relativt luften) lika. Cyklar ni i medvind, så minskar vinden ert luftmotstånd. Då är det givetvis skillnaden i er och vindens hastighet, som avgör detta. Hastigheten relativt luften är nu mindre, liksom luftmotståndet. *En kropps luftmotstånd bestäms av hastigheten i förhållande till luften (betecknas v).*

Förutom hastigheten finns det flera andra faktorer, som avgör luftmotståndet. Av två likformade men olika stora flygplan med samma motorstyrka går det mindre fortast, därför att det har mindre tvärsnittsyta (frontyta, yta sedd framifrån). *Luftmotståndet är nämligen direkt proportionellt mot tvärsnittsytan (betecknas Y).* Detta betyder, att om tvärsnittsytan fördubblas, så fördubblas också luftmotståndet o. s. v. För vingar (bärplan) räknas dock ytan sedd uppifrån.

Har vi å andra sidan två lika stora flygplan med samma motorstyrka, varav det ena är bättre format (mer strömlinjeformat), förstår vi utan vidare, att detta får ett mindre motstånd. Man säger, att det bättre formade flygplanet har lägre *motståndskoefficient. Luftmotståndet är direkt proportionellt mot motståndskoefficienten (betecknas* $c_w$. Tyskans Widerstand = motstånd.)

På högre höjder är luften tunnare, d. v. s. får lägre täthet (= specifik vikt). Detta betyder, att luften gör allt mindre motstånd vid en viss fart, ju högre upp ett flygplan flyger. Farten ökar därför märkbart mot större höjd. I stället för spec. vikten används i räkningar den s. k. masstätheten (= tätheten div. med jordaccelerationen g), vilket vi inte skall fundera närmare över. *Luftmotståndet är direkt proportionellt mot masstätheten (betecknas* $\varrho$ [uttalas »ro»]). För modellflygplan, som ju flyger nära marken, kan dock $\varrho$ anses konstant och är ungefär lika med 1/8. Vi behöver alltså inte bekymra oss om denna faktor utan bara komma ihåg värdet 1/8.

Vi har nu berört alla faktorer, som kan ha inverkan på luftmotståndet och funnit, att detta är direkt proportionellt mot tvärsnittsarea, motståndskoefficient och masstäthet. Med hastigheten förhåller det sig dock annorlunda. Om ett flygplan vid en fart av 100 km/tim gör ett motstånd av 100 kg, så skulle det vid 200 km/tim ha dubbla motståndet, d. v. s. 200 kg, om motståndet vore direkt proportionellt mot farten. Emellertid blir motståndet vid 200 km/tim (dubbla farten) = 2×2×100 kg = 400 kg eller fyra gånger större. Vid 400 km/tim (4-dubbla farten) är motståndet 4×4×100 kg = 1600 kg o. s. v. Motståndet ökar således lika mycket som kvadraten på hastigheten. Detta är lätt att förstå om man tänker på en platta, mot vilken luften strömmar vinkelrätt med en viss hastighet, t. ex. 100 km/tim. Plattan gör då ett motstånd mot luftströmmen, låt oss säga 100 kg, och det beror på att alla luftpartiklarna »bombardera» plattan och ger den vars en liten stöt i luftströmmens riktning. Dessa stötar kommer så tätt att de ger ett stadigt tryck bakåt, vilket vi kallar luftmotstånd. Om nu lufthastigheten fördubblas till 200 km/tim, så kommer det ju dubbelt så många luftpartiklar och stötar per tidsenhet. Av detta blir trycket = 2×100 kg. Men genom den fördubblade hastigheten har varje partikel fått dubbelt så stor »rörelseenergi», varför varje stöt helt naturligt även blir dubbelt så stark. Då vi nu får dubbelt så många och dubbelt så starka stötar mot plattan, när vi fördubblat hastigheten, så blir luftmotståndet = 2×2×100 kg = 400 kg. *Luftmotståndet är proportionellt mot kvadraten på hastigheten.*

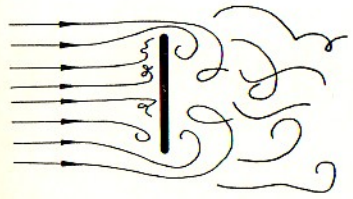
Allt som nu sagts om inverkan av $c_w$, $Y$, $\varrho$ och $v$ kan matematiskt sammanfattas i följande formel, där förut nämnda beteckningar används. Motståndet kallas $W$ (av tyskans Widerstand), och man får

$$W = c_w \cdot Y \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \quad \text{— — — — — — — — — — — — — —} \quad (1)$$

Härvid bör dock observeras de sorter, i vilka de olika faktorerna skall uttryckas. $c_w$ är ett dimensionslöst tal, d. v. s. det har ingen sort alls (varken m, kgm/sek e. d.). $Y$ uttrycks i m² (man får alltså förvandla en yta av t. ex. 4² dm till



Fig. 7 a



*En platta ställd vinkelrätt mot luftströmmen bromsar upp denna fullkomligt, och åstadkommer det största tänkbara motstånd.*

Fig. 7 b

*En mycket tunn, plan platta har inget formmotstånd om vi lägger den i luftströmmens riktning. Men det uppstår ett märkbart friktionsmotstånd mellan plattans ytor och luftströmmen, liksom mellan det närmaste, uppbromsade luftskiktet och de utanför strömmande luftskikten. Det uppbromsade luftskiktet intill ytan kallas gränsskiktet.*

$$\frac{4}{10 \cdot 10}\ \text{m}^2 = 0{,}04\ \text{m}^2),$$

och $v$ i m/sek. $\varrho$ är ju en konstant och som nämnts $\sim$ 1/8 ( $\sim$ betyder »ungefär lika med»)*). Motståndet skall ju vara en kraft (bromsande kraft) och bör således uttryckas i kg. Med ovannämnda sorter blir också $W$ uttryckt i kg.

Vi tar ett exempel. Med hur stor kraft behöver ni hålla fast en platta på 0,5 m² yta vinkelrätt mot en vind med hastigheten 20 m/sek (storm)? Lufttätheten $\varrho$ är alltid $\sim$ 1/8, och motståndskoefficienten $c_w$ för en sådan platta är ungefär 1,2. Vi får alltså, om vi utbyter symbolerna i formel (1) med de angivna värdena, motståndet

$$W = 1{,}2 \cdot 0{,}5 \cdot \frac{1 \cdot 20 \cdot 20}{8 \cdot 2} = 15\ \text{kg}$$

Det är av stort värde att redan från början känna till och förstå de förhållanden, som ger upphov till luftmotstånd. Vi har redan förstått, att varje uppbromsning av hastigheten hos en luftström ger motstånd. Blåser vi mot en platta, ställd vinkelrätt mot strömningsriktningen, bromsar den upp strömmen helt och hållet och gör ett mycket stort motstånd, d. v. s. trycks kraftigt »bakåt». Figur 7 a. Givetvis är det samma sak, om plattan förs framåt och luften står stilla. Om vi lägger plattan parallellt med strömningsriktningen och plattan utgörs t. ex. av en tunn, plan pappskiva, skulle man kunna tro, att den inte gör något motstånd.

Fig. 7 c

*Höjer vi plattans kant så tvingar den luften att avböja nedåt och förorsakar ett avböjningsmotstånd. Den har fått lyftkraft. Samtidigt pressas plattan uppåt.*

Fig. 7 d

*En liten list på plattan åstadkommer stora virvlar och avlösning från plattan.*

*) Sorten för $\varrho$ är $\frac{\text{kg.} \cdot \text{sek}^2}{\text{m}^4}$, vilket dock ej här skall läggas på minnet.

Men luften, som stryker utmed pappskivans bägge sidor, bromsas upp något genom den friktion, som uppstår då luftpartiklarna glider över ytorna, som inte på något material är fullständigt jämna. Uppbromsningen yttrar sig som små virvlar intill skivans yta. Figur 7 b. Ju glattare yta, desto mindre friktionsmotstånd.

Håller vi plattan nästan i strömningsriktningen med t. ex. »främre» kanten något höjd, tvingas luften avböja nedåt (den kan ju inte gå rätt igenom plattan), förutom att den delvis bromsas upp av friktionen. Se figur 7 c. Även detta känns som ett motstånd riktat »bakåt». (Vi får också en lyftkraft uppåt, då plattan verkar som en vinge, vilket vi återkommer till i kap. 2 d.) Att luften avböjs nedåt betyder nämligen att luftströmmen även härav bromsas upp i den ursprungliga riktningen.

Lägger vi slutligen vår platta parallellt med luftströmmens riktning och placerar en tunn list på plattan vinkelrätt mot luftströmmen, kommer strömmen att törna emot listen och virvla om kraftigt i det luftskikt, som ligger bakom listen. Man säger, att luftströmmen avlöses vid listen. Dessa virvlar märks som ett ytterligare ökat motstånd hos plattan. Figur 7 d.

Man kan alltså sammanfattningsvis säga, att *en kropp åstadkommer luftmotstånd, då den bromsar upp en luftström (helt eller delvis), tvingar den att avböja från sin riktning eller att bilda virvlar.*

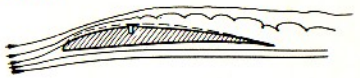
Vi skall se på några viktiga och typiska fall av onödigt luftmotstånd på modellflygplan. Vanligt är att flygkroppen byggs upp av tvärspant, som håller ihop de längsgående listerna, de s. k. longerongerna. När klädseln kommer på, buktar den alltid in sig något mellan longerongerna, och om spanten gjorts »precis», så att listerna ligger helt försänkta i dem, så kommer spanten att puta ut ur klädseln och bilda väl syn- och kännbara kammar. Se figur 7 e. Och varför är detta så skadligt? Jo, dessa kammar sticker ut vinkelrätt mot strömningsriktningen och bryter kroppens strömlinjeform vid varje spant. Luften behöver bara en liten sådan störning, då den rusar fram över kroppens yta, så börjar den virvla. Strömlinjeformen har förlorat sitt värde. Motståndet ökar, modellen får sämre glidtal (brantare glidvinkel) och flygtiden sjunker.

Om vi låter flygkroppen luta mot den verkliga flygriktningen, så kommer den att sträva efter att avböja luftströmmen efter kroppen. Det kan den inte uppnå; blir vinkeln märkbart stor följer omedelbart virvelbildning på översidans alltför branta lutning. Även om inte virvelbildning utan blott avböjning av luftströmmen skulle uppstå, så är ju även denna som förut nämnts förenad med ökat motstånd.

Fig. 7 e

*Utskjutande spant på en flygkropp ökar motståndet i hög grad.*

Fig. 7 f



*Klädseln buktas alltid in mellan spryglarna. Om mittbalken ligger i konturen, förorsakar den virvelbildning och avlösning med ökat motstånd och minskad lyftkraft som följd.*



Ett särdeles betydelsefullt fall har vi i störningar i vingprofilens linje genom utskjutande balkar, felbyggda torsionsnosar o. d. Detta är mycket vanligt. Se figur 7 f. Man lägger balken i sprygelkonturen och glömmer *att klädseln alltid buktar in sig* mellan spryglar, spant och kantlister. Följden blir en kam bestående av balken som putar ut vid profilens översta punkt, där balken vanligen ligger. Verkan blir så mycket kraftigare, som balken då ligger i vingprofilens s. k. kritiska punkt, d. v. s. där varje liten störning av luftströmmen kan få katastrofala följder genom avlösning. Det blir nämligen här inte små »rullande» virvlar, småturbulent strömning, utan stora sådana, som på alla vis försämrar flygegenskaperna. Samma gäller om en torsionsnos inte riktigt följer den slutliga klädselytan. Såväl balkar som torsionsnosarnas bakre delar skall därför försänkas en bit under profilens yta.

Om en yta inte är slät utan skrovlig, exempelvis ett fint sandpapper, så kommer varje liten ojämnhet i ytan att förorsaka en liten virvel i luften. Hela strömningen blir då småturbulent, d. v. s. fint virvlande. Turbulens är i detta fall ej att förväxla med avlösning, då luften helt släpper och bildar stora virvlar.

## c) *DYNAMISKT OCH STATISKT TRYCK*

Uttrycket i formel (1)

$$\frac{\varrho \cdot v^2}{2} \quad \text{---------- (2)}$$

kallas *dynamiska trycket.* Dynamisk betyder »rörlig», och dynamiska trycket är ett »rörligt» tryck, som finns »förborgat» i luftströmmen och beror på dess hastighet och täthet. Om luftströmmen får »bombardera» en platta vinkelrätt mot den, bromsas den upp helt och åstadkommer därvid ett tryck mot plattan. Detta tryck är luftströmmens dynamiska tryck. Det är samma sak som att bombardera en trälåda med stora stenar. Varje sten åstadkommer, då dess rörelse bromsas upp mot lådan, ett tryck mot den. Kommer stenarna tätt i en jämn ström, får vi en ihållande tryckkraft, som är stenarnas sammanlagda »dynamiska tryck». *Det dynamiska trycket verkar endast i strömningsriktningen.* Vi vet, att även en stillastående luftmassa åstadkommer ett tryck genom sin tyngd, likaväl som t. ex. ett snötäcke genom sin tyngd trycker på ett tak. Luftmassorna över oss åstadkommer

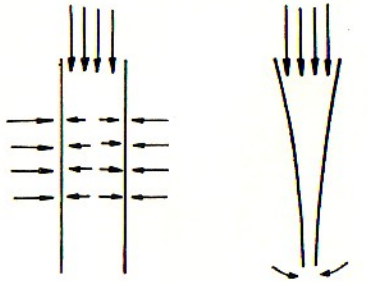


Fig. 8

*Om ni blåser mellan två pappersark uppstår ett dynamiskt tryck mellan arken, varvid det statiska (vanliga "lufttrycket") minskas. Det högre statiska lufttrycket utanför arken pressar då ihop dessa.*

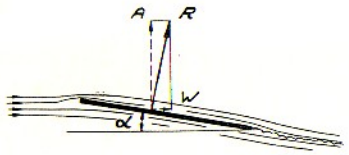



Fig. 9

*Då plattan anblåses uppstår en enda kraft, luftkraftsresultanten R. Vi delar upp denna i en komposant i luftströmmens riktning = motståndet W, och en komposant vinkelrätt mot luftströmmen = lyftkraften A.*

som bekant ett ständigt tryck, som verkar överallt på vår kropp. Detta kallas *statiskt tryck* (vilande tryck). *Det statiska trycket verkar vinkelrätt mot en yta oberoende av dess läge.*

Fysikern Bernoulli sysselsatte sig med dessa problem och bevisade, att *summan av statiskt och dynamiskt tryck i en viss luftmassa är konstant,* d. v. s. alltid lika stor. Detta kallas Bernoullis lag och är grundläggande för aerodynamiken. Bernoullis lag är lätt att förstå på följande sätt. Tag två papper c:a 10×15 cm och håll dem i ena kortändan med två fingrar emellan vid varje hörn (avståndet mellan papperen alltså c:a 4 cm), så att de hänger rätt ned (se fig. 8). Blås in i springan emellan dem. Resultatet är förbluffande, ty man skulle kunna tro, att de skiljs åt. Tvärtom! De båda arken pressas samman av en osynlig kraft. Denna kraft är den statiska tryckkraften på utsidorna, som verkar vinkelrätt mot pappersytorna. Men varför har vi inte samma tryckkraft mot insidorna? Jo, då vi har en luftström emellan papperen, måste denna tydligen på något vis minska trycket mot insidorna. Så är också fallet.

Bernoullis lag säger ju, att summan av statiskt och dynamiskt (vilande resp. rörelse-) tryck är konstant i en viss luftmassa (i detta fall i rummet). På arkens utsidor finns ju ingen luftström (i varje fall mycket svag sådan) och inte heller något dynamiskt tryck. På insidorna däremot har vi en kraftig luftström, i vilken råder ett dynamiskt tryck. Alltså måste statiska trycket vara mindre på insidorna (annars blev ju summan av statiskt och dynamiskt tryck här större än på utsidorna). Som förut sagts verkar dynamiska trycket i strömningsriktningen och trycker alltså inte på sidorna (arken), medan statiska trycket verkar lika i alla riktningar. Vi har alltså en mindre tryckkraft mot insidorna än mot utsidorna. Arken trycks ihop av den statiska tryckskillnaden.

Vi vet, att t. ex. ett ångpannetryck ofta anges i kg/cm², d. v. s. man menar därmed tryckkraften per ytenhet. Det statiska och dynamiska trycket blir på samma sätt uttryckt i kg/m² (om hastigheten uttrycks i m/sek).

### d) *LYFTKRAFT*

Tag en tunn pappskiva och för den snabbt genom luften i horisontell led. Om ni håller den parallellt med luftströmmen, känner ni blott ett svagt motstånd (riktat mot rörelseriktningen enligt kap. 2 b). Ändra anfallsvinkeln [= den vinkel, med vilken pappskivan »anfaller» luften. Betecknas α (uttalas »alfa»)] från 0° till c:a 15°. Ni känner nu tydligt, om ni för skivan snabbt framåt, hur luften bromsar, d. v. s. gör motstånd. Men samtidigt känner ni, hur skivan vill lyfta sig



själv och handen. Luftströmmen åstadkommer helt enkelt en lyftkraft på samma sätt som på en riktig vinge.

Strömningen mot skivan åstadkommer egentligen en enda kraft (luftkraftsresultanten, betecknas *R*), som är riktad bakåt och uppåt. Fig. 9. Att den är så riktad inses om man betänker, att luftströmmen måste avböjas nedåt då den träffar skivans undersida. Luften gör »motstånd» häremot och pressar mot skivan för att försöka bibehålla sin ursprungliga riktning. Detta »motstånd», som alltså märks som en tryckkraft mot skivan, måste vara riktat vinkelrätt mot den, då skivan är så tunn, att den inte gör något motstånd i längdled.*)

På skivans översida får vi precis samma förhållande med strömningen med undantag av att luftströmmen här suger skivan uppåt i stället för att trycka, som den gör på undersidan. Detta förklaras så, att om luften skulle tänkas fortsätta rakt fram även sedan den passerat skivans framkant, skulle den genom friktionen i alla fall riva med sig den kilformade luftmassa, som skulle ligga mellan luftströmmen och skivan. Här skulle då uppstå ett tomrum (vacuum), vilket är omöjligt. Skivan sugs då uppåt för att »uppfylla» tomrummet. Håller vi fast skivan så förstår vi att i stället luftströmmen sugs ner. Strömmen gör dock motstånd häremot och vill återgå till ursprunglig riktning, varvid den utövar en sugkraft på skivan. Det är samma förhållande, som om ni vill böja en gren mot marken. Den gör motstånd och drar er uppåt. Är ni lätt och grenen stark, lyfter ni er själv i stället. Hur vi än ser på problemet, får vi alltså en sugkraft uppåt, som i detta fall är ungefär lika stor och lika riktad som tryckkraften på undersidan.

Den undre och den övre kraften bildar tillsammans luftkraftsresultanten *R* (se fig. 9), som ej är samma sak som lyftkraften. Den senare får vi genom att dela upp *R* i komposanter, en vinkelrätt mot den fria luftströmmen, d. v. s. lyftkraften *A* i fig. 9, och en rakt motsatt flygriktningen (= luftströmmens riktning), d. v. s. luftmotståndet *W*. *Lyftkraften är alltid luftkraftsresultantens komposant vinkel-*

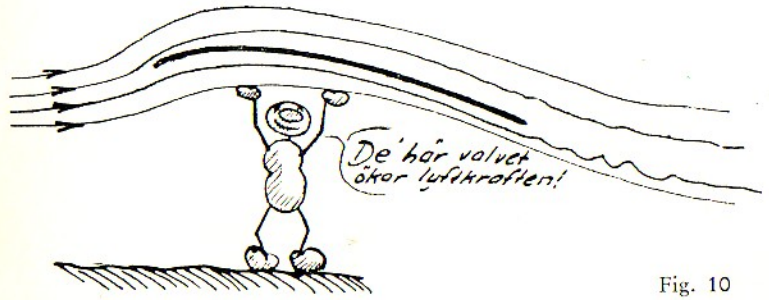



Fig. 10

*En välvd platta följer luftströmmen bättre och avböjer den mera nedåt. Lyftkraften blir större i förhållande till motståndet än för plan platta.*

*) Egentligen tillkommer ett friktionsmotstånd, som är riktat parallellt med skivan och ger luftkraften en vinkel bakåt något mindre än 90° mot skivan (fig. 9).

*rätt mot strömningsriktningen, d. v. s. lyftkraften verkar vinkelrätt mot flygriktningen.* Lyftkraften och luftmotståndet har tillsammans samma verkan som luftkraftsresultanten, då man ju tänker sig dem ersätta den senare.

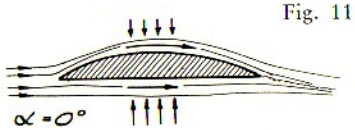
Om vi nu välver plattan, kommer luftströmmen dels att strömma i mjukare linjer, dels att avböjas ändå kraftigare nedåt (figur 10). Vi får betydligt högre lyftkraft i förhållande till motståndet.

Vi har här sett hur *lyftkraft uppstår, om en luftström av ett bärplan direkt tvingas avböja nedåt,* och skall nu studera en annan möjlighet att alstra lyftkraft. Vi tänker oss en vingformad skiva med en profil, d. v. s. tvärsnitt i strömningsriktningen, som är plan under och buktig (konvex) över, t. ex. ett cirkelsegment. Fig. 11. Anfallsvinkeln tänkes vara 0°, d. v. s. undersidan är parallell med luftströmmen. När luftströmmen träffar främre kanten, delar den sig. Den övre delen av luftströmmen måste återförenas med den undre bakom skivan, så att samma luftpartiklar som skildes åt av framkanten återförenas, annars skulle även här uppstå något slags tomrum. Men vägen efter översidan är ju välvd och längre än efter undersidan. Luften måste alltså strömma snabbare över än under. Om vi som förut tänker oss luften bestående av småpartiklar, så förstår vi att partiklarna på översidan också måste sprida ut sig mera än de på undersidan eller ute i den fria strömningen, då de fördelas över en längre sträcka. Luftströmmen på översidan blir alltså mindre »tät» än den på undersidan, och det blir i detta fall samma effekt, som om en del av det folk som trängts i en spårvagn stiger ur: trycket minskar mellan personerna och mot väggarna, något som varje spårvagnsåkare (särskilt i Stockholm) känner till. Vi får alltså ett mindre tryck mot profilöversidan än i den omgivande luften och mot undersidan. Resultatet blir ett uppåtriktat tryck, som är lika med skillnaden i tryck över och under. Härav framgår, att ju mer välvd profilens översida är, desto högre lyftkraft får den.

Man kan med kännedom om statiskt och dynamiskt tryck se saken på ett mera korrekt sätt. Genom att vägen efter översidan är längre måste luften där strömma snabbare än under. Ju högre hastighet en luftström har, desto högre är ju dess dynamiska tryck. Summan av dynamiskt och statiskt tryck är som vi minns konstant. Då nu dynamiska trycket är större på översidan än undersidan, är alltså statiska trycket mindre över än under. Vi får alltså mindre tryck mot översidan än undersidan, d. v. s. ett sug uppåt, emedan dynamiska trycket ju endast verkar i strömningsriktningen och inte ger något tryck mot skivan, medan statiska trycket verkar vinkelrätt mot skivans yta.

Man borde egentligen inte säga, att det högre trycket på undersidan trycker upp profilen, enär trycket mot undersidan inte skiljer sig mycket från trycket i den fria strömningen, så länge undersidan är parallell med strömningsriktningen

Fig. 11




*Översidans luft tvingas strömma snabbare än undersidans. Dynamiska trycket ökar och det mot profilen verkande statiska trycket minskar på översidan. Profilen (bärplanet) sugs uppåt.*



SI 63008

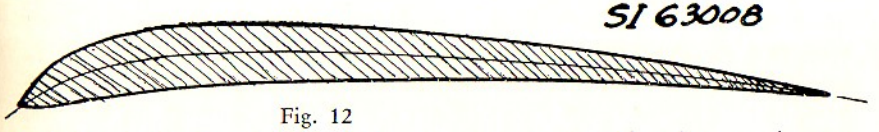


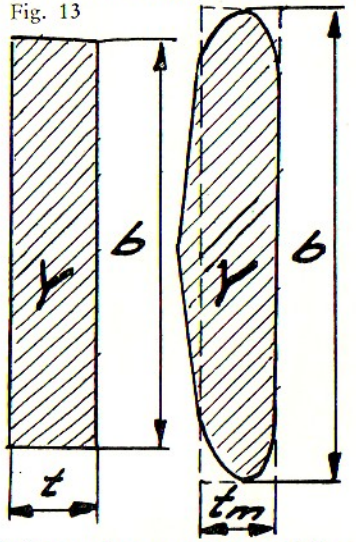
Fig. 12

och föga krökt. Det är alltså riktigare att säga, att översidans lägre tryck *suger* upp profilen. Vi får ju ingen nämnvärd lyftkraft på undersidan av denna profil, så länge anfallsvinkeln är noll. Lyftkraften består alltså mestadels av översidans sugkraft. Även med 0° anfallsvinkel har vi emellertid avböjt luftströmmen nedåt, vilket vi ser i fig. 11. Den snabbare luftströmmen på översidan kommer nämligen att så att säga pressa ned även undersidans luftström.

Vi ser härav, att man kan få lyftkraft även utan att ge skivan någon anfallsvinkel, blott den har en profil, vars översida är mer välvd än undersidan. Det visar sig vid försök, att en sådan profil är avgjort överlägsen en tunn platta då den har betydligt större lyftkraft i förhållande till bromskraften. *Man kan således direkt åstadkomma lyftkraft med ett bärplan genom att tvinga luften att strömma snabbare över än under detta* (lägre tryck över än under). Ökar man skivans anfallsvinkel till några grader, blir förhållandet ändå bättre.

Nu är emellertid inte cirkelsegmentet den bästa profilen för en vinge, utan det valdes helt godtyckligt. En riktig vingprofil är mera som man säger strömlinjeformad, d. v. s. den är mera rundad framtill, har sin största tjocklek på ungefär en tredjedel av kordan framifrån (kordan = profilens längd) och är spetsig bakåt. Se fig. 12. Vid normal anfallsvinkel suger översidan c:a 3 ggr så mycket som undersidan trycker uppåt. Närmare härom i kap. 7.

Fig. 13




*Bärplanets data, $t_m$ anger medelkordan och fås genom att dividera vingytan Y med spännvidden b.*

När nu lyftkraftens uppkomst är klarlagd, har vi endast kvar att se vad som inverkar på lyftkraftens storlek, så att vi på samma sätt som med motståndet får med alla faktorer, som kan tänkas inverka. Vi måste först göra klart för oss, att vi sysslar med det lyftkraftsbildande medel, som kallas vinge eller allmännare bärplan (styrverk räknas även hit, då deras stabiliserande förmåga åstadkoms genom lyftkraft). En vinge kan sägas vara en skiva med stor bredd vinkelrätt mot den avsedda strömningsriktningen, *spännvidd (betecknas b),* och ett djup i strömningsriktningen, *korda (betecknas t).* Övriga vingdata är *vingyta (betecknas*

$Y$), varmed menas ytan av vingens projektion sedd uppifrån, och *vingprofil* (jfr kap. 2 b, där $Y$ betecknat tvärsnittsytan mot strömningsriktningen för alla kroppar utom för bärplan, där $Y$ avser den horisontella ytan). Se fig. 13. Ni får inte glömma att såväl luftmotstånd som lyftkraft för bärplan beräknas efter vingytan, ej efter tvärsnittsytan framifrån sett (frontytan) som för övriga kroppar.

Liksom motståndet består lyftkraften av en koefficient, *lyftkraftskoefficienten* (betecknas $c_a$; tyskans Auftrieb = lyftkraft). På samma sätt som motståndskoefficienten angav förhållandet mellan motstånden för olika formade kroppar med samma tvärsnittsyta, eller olika profilerade vingar med samma vingyta, *anger lyftkraftskoefficienterna förhållandet mellan lyftkrafterna för olika profilerade vingar med samma vingyta och anfallsvinkel.* Vi kan även säga, att *lyftkraftskoefficienterna anger förhållandet mellan lyftkrafterna för vingar med samma yta och profil men olika anfallsvinklar,* ty vi har ju sett, att lyftkraften inte bara är olika för olika profiler utan även för olika anfallsvinklar för en och samma profil.

På samma sätt som luftmotståndet för en viss kroppsform är direkt proportionellt mot tvärsnittsytan är det inte svårt att förstå, att lyftkraften är direkt proportionell mot vingytan, ty två likadana vingar måste ju bära dubbelt så mycket som en. Man kan då lika väl tänka sig att slå ihop de båda till en vinge, som får dubbelt så stor lyftkraft som var och en av de två.*) Liksom motståndet är lyftkraften även proportionell mot lufttätheten och kvadraten på lufthastigheten.

*Den matematiska formeln för lyftkraften [betecknas A (Auftrieb)] motsvarar alltså precis den för motståndet, d. v. s.*

$$A = c_a \cdot Y \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \quad \text{— — — — — — — — — — —} \quad (3)$$

$c_a$ är dimensionslöst, $Y$ uttrycks i m² och $v$ i m/sek ($\varrho$ uttrycks i $\frac{\text{kg sek}^2}{\text{m}^4}$) varvid lyftkraften $A$ blir uttryckt i kg liksom motståndet $W$.

Ett exempel: En segelmodell har vingytan $Y = 14$ dm², flyger med $v = 4$ m/sek och har $c_a = 0{,}7$. Vi får då lyftkraften

$$A = 0{,}7 \cdot \frac{14}{100} \cdot \frac{1 \cdot 4 \cdot 4}{8 \cdot 2} = 0{,}098 \text{ kg.}$$

Denna räkning blir dock aldrig aktuell, då planet alltid flyger så fort, att lyftkraften blir lika med planets tyngd. Härav kan man, som vi skall se i kap. 6, räkna ut den hastighet modellen måste ha för att uppfylla detta villkor.

*) I kap. 4 skall visas, att vingytans form spelar en ganska stor roll för lyftkraften. Detta förbigås dock här.



# Kap. 3. Det ideella bärplanet

## a) *LYFTKRAFTSKOEFFICIENTEN*

Inom begreppet bärplan faller här förutom vingar även stabiliseringsplan eller styrverk, vilkas stabiliserande förmåga består av lyftkraft (i vertikal led för stabilisatorn och horisontell för fenan). Då principerna för styrverkets verkan är desamma som för vingar, gäller framställningen av vingars egenskaper i tillämpliga delar även styrverk.

Med det ideella bärplanet menas här ett tänkt bärplan utan s. k. inducerat motstånd och utan inverkan av det s. k. Reynolds tal, d. v. s. vi får en förenklad framställning.*) I kap. 4 och 5 skall denna framställning sedan kompletteras, så att den visar det verkliga förhållandet.

Vi sade förut, att lyftkraftskoefficienten $c_a$ anger hur stor en viss vinges lyftkraft är i förhållande till en annan likadan vinges med annan profil. $c_a$ anger också förhållandet mellan lyftkrafterna vid olika anfallsvinklar för en och samma vinge. Då vi sällan intresserar oss för hur många kg lyftkraft en vinge ger, utan hur stor dess lyftkraft är vid t. ex. 5° anfallsvinkel *i förhållande till* lyftkraften vid 10° anfallsvinkel, kan vi lika gärna tala om lyftkraftskoefficienterna i de båda fallen. Samma gäller alltså om vi vill jämföra två olika profilerade vingar vid samma anfallsvinklar.

För en och samma vinge med en viss profil beror $c_a$ av anfallsvinkeln ($c_a$ varierar med $\alpha$). Detta är ju inget nytt, sedan vi gjort försöken i kap. 2 d, som visade hur $c_a$ och därmed lyftkraften ökade med ökad anfallsvinkel. Låt oss utgå från en vinge med en mycket tunn, rak, symmetrisk profil (»plan platta») och $\alpha = 0°$. Lyftkraften ( och $c_a$) är då givetvis också = 0. Sänker vi profilens framkant så att den står lägre än bakkanten får vi en omvänd eller negativ anfallsvinkel (betecknas med minustecken). Lyftkraften måste då vara riktad nedåt; vi får även lyftkraften och $c_a$ negativa. Ökar vi å andra sidan anfallsvinkeln från 0° till positiva värden, så ökar $c_a$.

Fig. 14 visar hur $c_a$ varierar med $\alpha$ i ett s. k. $c_a$-diagram. Efter den horisontella ($x$-) axeln är $\alpha$ avsatt och efter den vertikala ($y$-) axeln $c_a$. Vi vill nu söka upp $c_a$ för $\alpha = 10°$ på $x$-axeln (i detta fall även kallad $\alpha$-axeln) och drar en vertikal linje genom punkten 10°. På den höjd över $\alpha$-axeln, där vertikalen skär $c_a$-kurvan, avläser vi det $c_a$-värde, som motsvarar $\alpha = 10°$, d. v. s. $\sim 0{,}6$.**) Tar vi ett lägre $\alpha$-värde, får vi på samma sätt ett lägre $c_a$-värde, och för $\alpha = 0$ blir $c_a = 0$ enligt ovan.

*) En vinges egenskaper närmar sig den ideella vingens, om man ger den mycket stor spännvidd och liten korda och ett överkritiskt reynoldskt tal.

**) Tecknet $\sim$ betyder som nämnts »ungefär lika med».

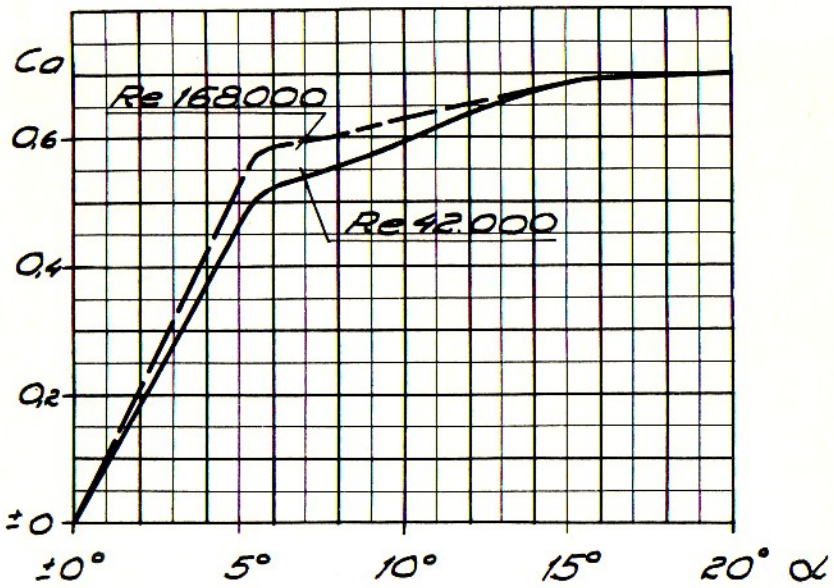
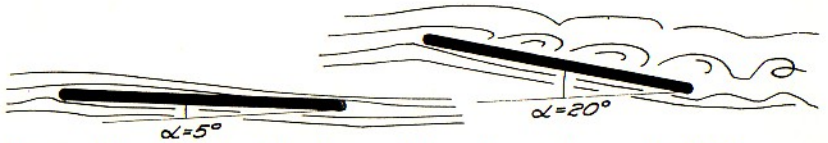



Fig. 14. *Profilens form och data: Se kap. 7 b.*

Går vi från 0° till större positiva $\alpha$-värden, så ökar $c_a$, men vid c:a 5° avtar $c_a$-kurvans stigning. Detta betyder, att ökas $\alpha$ ännu mer, så ökar inte längre $c_a$ nämnvärt. Lyftkraftsmaximum eller $c_{amax}$ når vi dock inte förrän uppåt 20°. $\alpha$-värdet, som motsvarar $c_{amax}$, kallas $\alpha_{max}$ och betecknar den högsta användbara anfallsvinkeln, även kallad *överstegringsvinkeln,* då flygplanet överstegras och »sjunker igenom» vid denna vinkel. Detta beror på att luftströmmen, som förut följt profilen, vid $\alpha_{max}$ avlöses helt, d. v. s. släpper profilen och bildar kraftiga virvlar. Se fig. 15. $c_a$-kurvan till vänster om $y$-axeln förlöper på exakt motsvarande sätt men omvänt, då profilen ju är symmetrisk, d. v. s. lyftkraften blir nedåtriktad vid negativa $\alpha$-värden. Kurvan är ej utritad i figuren.

Fig. 15




*Vänstra bilden visar hur luftströmmen följer plattan vid $\alpha$ = 5°. T. h. har $\alpha_{max}$ uppnåtts. Strömmen avlöses och bildar virvlar åstadkommande ett stort motstånd.*



## b) *MOTSTÅNDS-KOEFFICIENTEN*

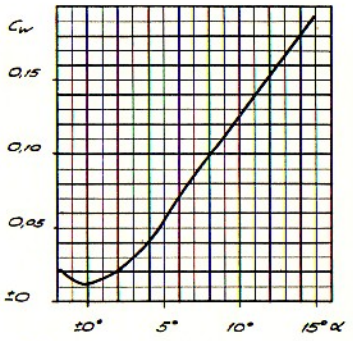



Fig. 16

*$c_a$-kurva för plan platta Re = 42.000.*

Vi skall nu på exakt samma sätt studera motståndskoefficienten $c_w$ för en vinge med profilen plan platta. Liksom $c_a$ beror $c_w$ nu på vingens anfallsvinkel. Som förut tänker vi oss att övriga faktorer, som inverkar på motståndet, är oförändrade (konstanta), och det blir då samma sak att jämföra motståndskoefficienten som själva motståndet.

Då profilen är symmetrisk, har den lika stort motstånd för t. ex. $\alpha = +5°$ som $\alpha = -5°$. Se fig. 16. $c_w$-kurvan måste tydligen vara symmetrisk kring $c_w$-axeln. För $\alpha = 0°$ måste vi få motståndsminimum, d. v. s. minsta motståndet, något som vi funnit redan förut. Ökas $\alpha$ växer motståndet alltmer för att nå maximum vid 90°. Så långt intresserar oss dock inte kurvan, då de »flygbara» $\alpha$-värdena ligger mellan 0° och $\alpha_{max}$ (cirka 20°), eller snarare 5° där ju $c_a$-kurvans stigning avtar samtidigt som $c_w$ ökar kraftigt.

Figurerna 17 och 18 visar $c_a$- respektive $c_w$ diagrammen för en riktig vingprofil, NACA N 60. N 60 är lik de stora flygplanens profiler och är egentligen en högvärdig vingprofil för stora segelflygplan och jättemodeller. Skillnaden mot kurvorna för plana plattan är markant. För det första finns ingen symmetri, då profilen är osymmetrisk. För det andra är $c_a$ inte noll förrän vid ett negativt $\alpha$-värde, d. v. s. profilen har liksom cirkelsegmentet i kap. 2 d en viss lyftkraft även vid 0° och t. o. m. vid negativ anfallsvinkel. För det tredje har N 60 som alla liknande profiler rak $c_a$-kurva med ett utpräglat $c_{amax}$, och för det fjärde har kurvan ett helt annat förlopp vid $c_{amax}$. N 60-kurvan kan sägas vara typisk för på stora flygplan vanligen använda vingprofiler.

Profilen har över huvud taget större $c_a$-värden än den plana eller välvda plattan vid alla anfallsvinklar, medan $c_w$ ej ökar så tvärt ($c_{wmin}$ är givetvis här större på grund av profilens tjocklek). Detta gör N 60 betydligt effektivare för mycket stora modellflygplan men ej för sådana av ordinär storlek, enär deras låga Reynolds tal försämrar den tjocka profilens egenskaper i hög grad.

## c) *GLIDTALET*

Förhållandet mellan $c_a$ och $c_w$ måste tydligen vara av stor vikt för en vingprofils egenskaper, ty *ju större lyftkraften är och ju mindre motståndet är, desto effektivare måste vingprofilen och vingen vara.* Förhållandet mellan två tal $a$ och $b$ uttrycks som $\frac{a}{b}$, och man kan tydligen få en uppfattning om profilens egen-

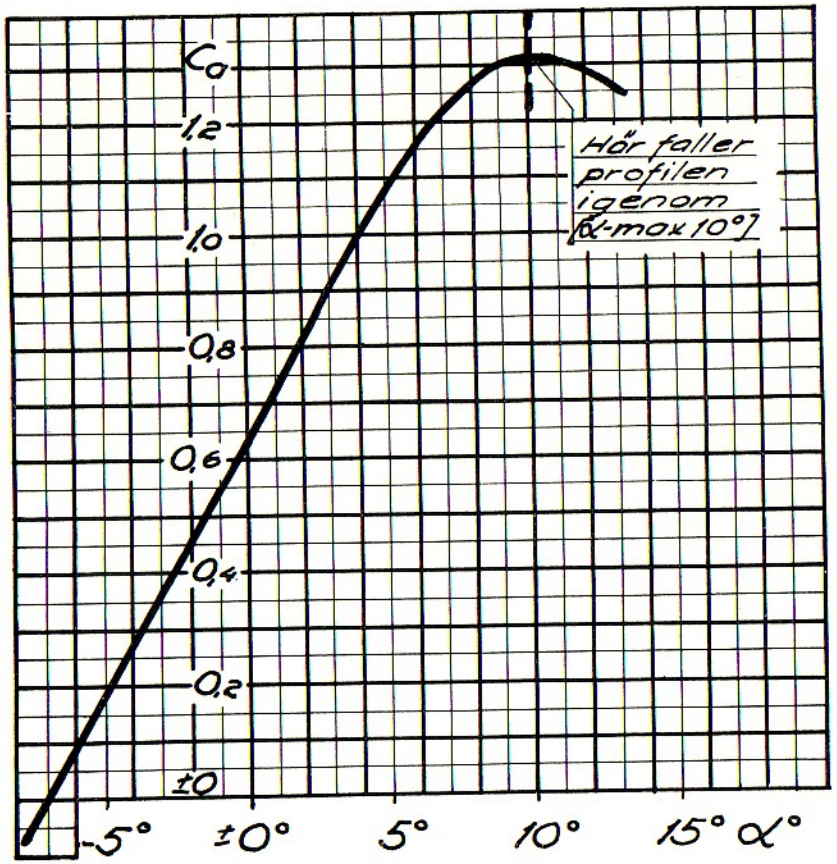



Fig. 17. *Ca-diagram för profil N 60. Re = 170.000.*

skaper genom att studera förhållandet mellan $c_a$ och $c_w$ d. v. s. $\frac{c_a}{c_w}$ (lyftkraftskoefficient i förhållande till motståndskoefficient), vilket kallas profilens (vingens) *glidtal* och betecknas $\varepsilon$ (uttalas »epsilon»). Ordet glidtal känner den något initierade igen såsom beteckning för glidbanans lutningsförhållande. Nedan visas, att *förhållandet* $\frac{c_a}{c_w}$ *är detsamma som glidbanans lutningsförhållande, d. v. s.* $\frac{c_a}{c_w} = \frac{s}{h}$, *om s är horisontella flygsträckan från utgångshöjden h.* Se fig. 19, där ett flygplan glider mot marken från höjden $h$ och tillryggalägger en horisontell flygsträcka $s$. Det har då ett glidtal $\varepsilon = \frac{s}{h}$. Om vi tänker oss, att planets kropp och styrverk inte har något motstånd, får vi ett kraftsystem enligt fig. 19.



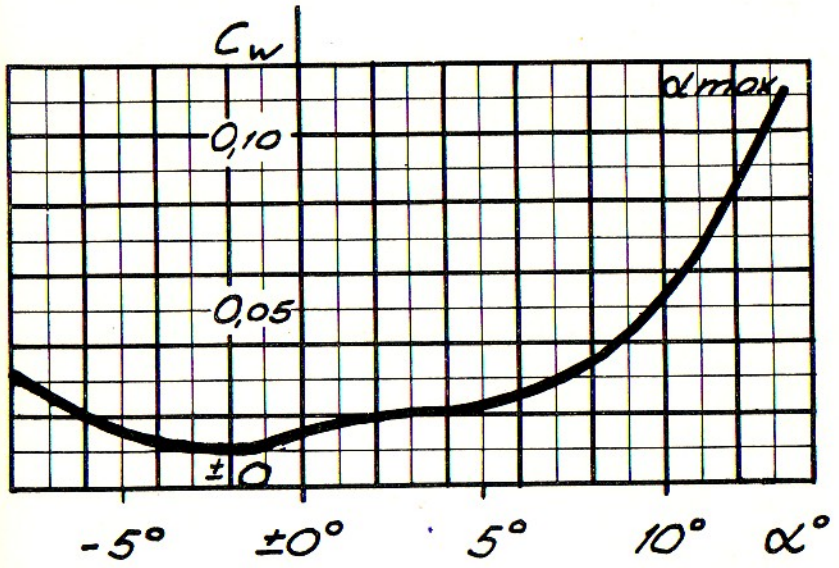
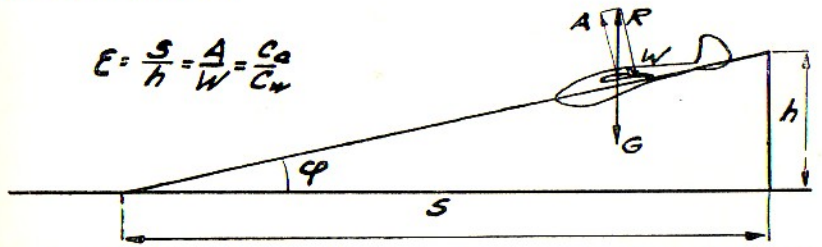



Fig. 18. *$C_w$-diagram för profil N 60. Re = 170.000.*

*Profilens form och data: Se kap. 7 b.*

Luftkraftsresultanten $R$, som enligt föregående visar storlek och riktning av den kraft, varmed luftströmmen verkar på vingen, är riktad snett bakåt i förhållande till flygriktningen. Nu måste det finnas någon annan kraft, som motverkar $R$, annars vore systemet inte i jämvikt, och det är planets tyngd $G$, som ju verkar lodrätt. För att dessa två ensamma krafter skall vara i jämvikt, d. v. s. helt motverka varandra, måste de vara riktade rakt motsatt varandra och lika stora. Flygplanets glidvinkel kommer då att bli sådan, att detta villkor för jämvikt uppfylls, d. v. s. att $R$ blir lodrät. Flygplanet håller automatiskt en sådan hastighet, att $R$ också blir lika stor som tyngden $G$ (ju tyngre planet är, desto fortare flyger det och desto större blir $R$).




*Ett flygplan glider sträckan s från höjden h. Genom trianglarnas likformighet blir förhållandet detsamma (lyftkraft/motståndet).* Fig. 19.

Då vi emellertid inte är intresserade av $R$ utan $W$ och $A$ (motstånd resp. lyftkraft, se fig. 19), delar vi upp $R$ i en komposant riktad mot flygriktningen och en vinkelrätt däremot, d. v. s. i $W$ resp. $A$. Motståndet verkar ju mot rörelseriktningen och lyftkraften vinkelrätt däremot. $W$ och $A$ *ersätter* nu $R$. Av fig. framgår, att glid- och krafttrianglarna är likformiga, d. v. s. att förhållandet mellan krafterna $\frac{A}{W}$ är samma som mellan sträckorna $\frac{s}{h}$ d. v. s. $\frac{A}{W} = \frac{s}{h} = \varepsilon$.

Men i lyftkraften $A$ och motståndet $W$ är ju alla de ingående faktorerna vingyta, flyghastighet och lufttäthet desamma, endast lyftkraftskoefficienten $c_a$ och motståndskoefficienten $c_w$ har olika storlek. Vi kan därför som förut lika väl tala om förhållandet mellan $c_a$ och $c_w$ som $A$ och $W$, och vi kommer då fram till att

$$\frac{c_a}{c_w} = \frac{s}{h} = \varepsilon \quad \text{— — — — — — — — — —} \quad (4)$$

vilket skulle visas.

Om $A$ och $W$ i stället uttrycks med formlerna (3) och (1) får man mera matematiskt ingående

$$\frac{c_a \cdot F \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}}{c_w \cdot F \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}} = \frac{s}{h} = \varepsilon$$

vari $F$ och $\frac{\varrho \cdot v^2}{2}$ kan förkortas bort. Kvar blir då vad vi skulle visa, nämligen att

$$\frac{c_a}{c_w} = \frac{s}{h} = \varepsilon$$

Vi skulle alltså kunna beräkna ett flygplans glidtal, när vi känner glidtalet $\frac{c_a}{c_w}$ för en ideell vinge med den profil vi räknar med. Detta är också möjligt, men då måste vi öka $c_w$ med ett värde, motsvarande skadliga motståndet för kropp och stjärtplan, samt inducerade motståndet. Vi kommer in härpå i kap. 6 b resp. 4 b.

Om vi vill veta glidtalet för vår vingprofil N 60 för t. ex. $\alpha = 5°$, kan vi få detta genom att avläsa $c_a$ i $c_a$-diagrammet (fig. 17) och $c_w$ i $c_w$-diagrammet (fig. 18) och sedan bilda förhållandet $\frac{c_a}{c_w}$, som då kallas *profilglidtalet*. Vi får då ur figur 17 $c_a = 1{,}08$ och ur figur 18 $c_w = 0{,}025$. Glidtalet blir således $\varepsilon = \frac{1{,}08}{0{,}025} = 43$, vilket betyder, att den ideella (tänkta) vingen från t. ex. 100 m höjd glider 4300 m. Man kan sedan se efter, vilken anfallsvinkel som ger det bästa glidtalet. Och varför är man så intresserad av detta? Jo, därför att bästa glidtalet mycket nära sammanfaller med lägsta sjunkhastighet och längsta flygtid.

### d) *POLARDIAGRAMMET*

För att få en överskådlig bild av glidtalet för olika $\alpha$-värden och direkt kunna söka upp det bästa glidtalet bildar man av $c_w$- och $c_a$-kurvorna ett s. k. *polardia-*



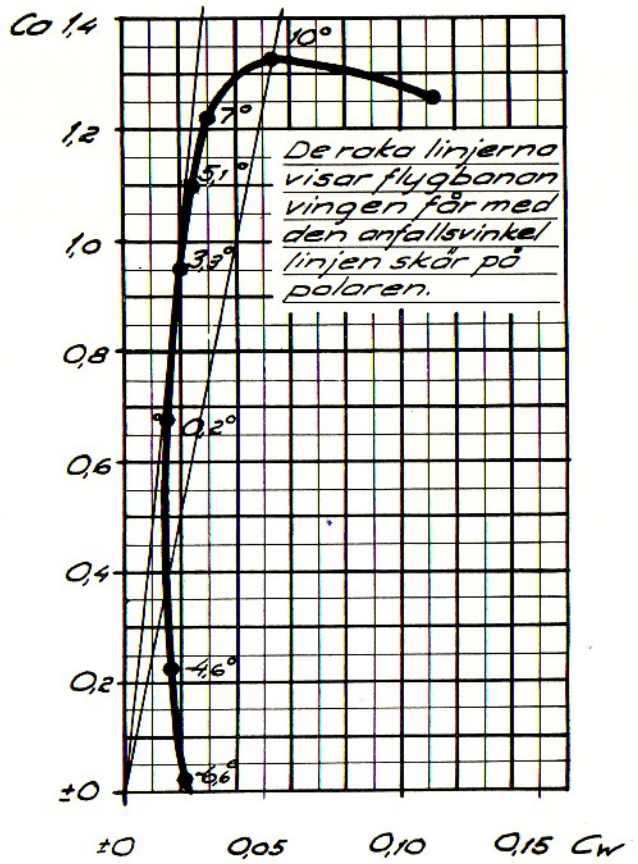



Fig. 20. *Polardiagram för profil N 60. Re = 170.000.*

*gram* (fig. 20). Det är med kännedom om de förra lätt att förstå polardiagrammet. Man har helt enkelt efter $x$-axeln avsatt $c_w$ och efter $y$-axeln $c_a$. Uppritningen av kurvan tillgår så, att man för t. ex. $\alpha = 10°$ drar en lodrät linje genom det $c_w$-värde på $x$-axeln, som motsvarar $\alpha = 10°$ enligt $c_a$-kurvan (fig. 18). Sedan söker man i $c_a$-diagrammet (fig. 17) upp det $c_w$-värde, som motsvarar $\alpha = 10°$ och drar genom detta $c_a$-värdet på polarens $c_a$-axel en vågrät linje. I skärningen mellan dessa »$c_w$- och $c_a$-linjer» har man den punkt som anger $c_w$- och $c_a$-värdena för $\alpha = 10°$. På samma sätt förfares med ett antal anfallsvinklar mellan t. ex. — 5° och + 15°, som intresserar mest på modeller, varigenom man får ett antal

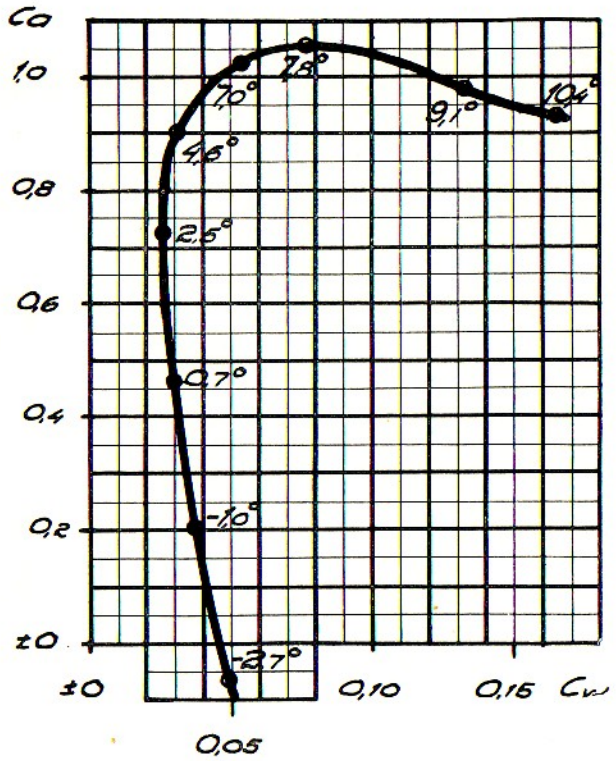



Fig. 21. *Polardiagram för profil Gö 417 a (välvd platta) Re = 42.000.*

punkter. De $\alpha$-värden, vilka de motsvarar, skrivs ut vid punkterna, som sammanbinds till en kurva.

Vi skall nu se, hur polarkurvan kan utnyttjas. Om vi vill veta, vilket $c_w$-värde som motsvarar t. ex. $c_a = 1{,}0$, söker vi upp $c_a = 1{,}0$ på $c_a$-axeln och går vågrätt ut tills vi skär kurvan. En lodrät linje genom skärningspunkten ger oss en skärning med $c_w$-axeln, där vi avläser $c_w = 0{,}02$ (Se fig. 20.) Skärningspunkten på kurvan ligger mellan $\alpha = 3{,}03$ och 5,01, den säger oss alltså även, att mot $c_a = 1{,}0$ svarar ett $\alpha$-värde av ungefär 4°.

*Polaren kan tydligen säga oss glidtalet för ett visst $\alpha$-värde, då vi avläser* $c_w$ och $c_a$ (nedåt resp. till vänster) och bildar kvoten $\varepsilon = \frac{c_a}{c_w}$. I detta fall får vi $\varepsilon = \frac{1{,}0}{0{,}02} = 50$.



Vi drar oss nu till minnes enligt (4), att

$$\varepsilon = \frac{c_a}{c_w} = \frac{s}{h}$$

Avståndet från punkten 4° på kurvan till den vertikala axeln motsvarar alltså höjden $h$ och punktens höjd över den horisontella axeln flygsträckan $s$ (jfr fig. 19.) En linje från punkten 4° till axelkorset på kurvan betyder då glidbanan med det lutningsförhållande (glidtal), som man får med $\alpha$ värdet 4°. Se modellplanet i fig. 19.*)

Låter vi denna linje från axelkorset gå genom en annan punkt på kurvan motsvarande t. ex. $\alpha = 10°$, kommer den att luta brantare mot $c_a$-axeln, d. v. s. glidbanan blir brantare ($\varepsilon$ sämre). Om linjen åter ges mindre vinkel mot $y$-axeln, kommer den att skära kurvan högre upp för att vid $\alpha \sim 5°$ endast tangera kurvan. Se fig. 20. Det är tydligt, att *tangeringspunkten mot kurvan för en linje genom axelkorset anger anfallsvinkeln för bästa glidtal. Denna anfallsvinkelns $c_a$- och $c_w$-värden anger profilens bästa glidtal.*

Om vingen på ett modellplan har den anfallsvinkel som motsvarar bästa glidtal, så flyger planet längsta möjliga *sträcka* från en viss utgångspunkt. Då det emellertid gäller att uppnå längsta möjliga *flygtid* från en viss höjd, har hastigheten samma inflytande som glidtalet, varför man bör låta planet flyga något långsammare på bekostnad av glidtalet och flygsträckan. Detta sker genom att hålla ett par grader högre anfallsvinkel, på normala profiler omkring 6°, då sjunkhastigheten blir lägst i stället för att bästa glidtal uppnås. Anfallsvinkelskillnaden vinge — höjdstyrverk blir då genom nedsvepningen bakom vingen mindre (ungefär 3° mindre), vilket vi kommer in på i kap. 8.

*) Härvid är att märka, att $c_w$-värdena vanligen är avsatta i fem ggr större skala än $c_a$-värdena. Lutningen av glidbanan blir m. a. o. reellt blott omkring femtedelen av linjens lutning, men de avlästa värdena anger glidtalet korrekt.

# Kap. 4. Inducerat motstånd

## a) *UPPKOMST OCH VERKAN*

Redan förut har nämnts det inducerade motståndet och dess inverkan på bärplanet, och vi skall nu närmare studera problemet. En vinge får ju sin lyftkraft genom övertryck på undersidan och undertryck (sugning) på översidan. Emellertid kommer helt naturligt den omgivande luften att sugas till översidans undertryck. Ännu hellre vill den komprimerade luften på undersidan strömma till översidan, som ju har »brist» på luft genom sitt låga tryck. Över fram- eller bakkanten på vingen kan på grund av luftströmmen ingen utjämning ske. Då utjämningen inte kan ske genom strömning i flygriktningen, sker den genom strömning vinkelrätt däremot, d. v. s. ut mot spetsarna. *Undersidans luft strömmar ut mot spetsarna och översidan suger in luft från spetsarna mot vingens mitt.*

Denna *tryckutjämning* åstadkommer s. k. *kantvirvlar,* då överströmningen i tvärled tillsammans med luftströmmen i flygriktningen bildar en skruvliknande virvel. Se fig. 22. Utjämningen, som alltså i övrigt sker över hela vingen i form av tvärströmning, är dock = 0 på mitten men blir allt större mot spetsarna.

Kantvirvlarna gör visserligen ett visst direkt motstånd, men detta är på en rätt konstruerad vinge av underordnad betydelse. På en elliptisk vinge (med s. k. elliptisk lyftkraftsfördelning) behöver inga sådana virvlar uppstå, då överströmningen sker mjukare, men tryckutjämningen är nästan lika stor. Det är just själva tryckutjämningen, som åstadkommer det inducerade motståndet, enär den minskar lyftkraften som ju beror på tryckdifferensen. Se fig. 23. För att med en »verklig» vinge (med tryckutjämning) uppnå den lyftkraft och det $c_a$-värde man skulle få med en viss anfallsvinkel utan tryckutjämning (en ideell vinge), måste denna anfallsvinkel ökas, så att tryckutjämningen (= lyftkraftsförlusten) kompenseras.

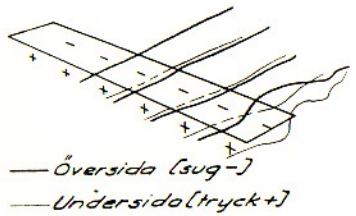



Fig. 22

*Översidans luft sugs av undertrycket in mot mitten, medan undersidans luft av övertrycket pressas ut mot spetsen, där den strömmar över till översidan för att jämna ut trycket. En s. k. kantvirvel uppstår här lätt.*

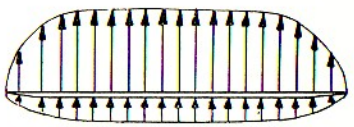


Fig. 23

*Lyftkraftsfördelningen över en jämnbred vinge med tvära spetsar, framifrån sett. Mot spetsen avtar lyftkraften starkt genom tryckutjämningen.*



Härvid ökar emellertid motståndskoefficienten (och därmed motståndet), och det är denna motståndsökning, som utgör det inducerade motståndet. Man kan således kort uttrycka det så, att *det inducerade motståndet är en motståndsökning beroende på att den verkliga vingen behöver högre anfallsvinkel än den ideella för att kompensera den lyftkraftsförlust, som tryckutjämningen åstadkommer.*

## b) *BERÄKNING*

Vi har nu i huvuddrag klargjort det inducerade motståndets karaktär. Liksom det vanliga motståndet är det inducerade proportionellt mot en koefficient, $c_{wi}$. Vid jämförelser kan vi alltså lika väl tala om $c_{wi}$ som om inducerade motståndet.

Det är tydligt, att det inducerade motståndet s. a. s. beror på lyftkraften (tryckskillnaden). $c_{wi}$ är i själva verket proportionell mot kvadraten på lyftkraftskoefficienten $c_a$, vilket vi här inte kan ge oss in på att bevisa. Om vi vidare tänker oss, att vi gör en vinge allt längre (större spännvidd, betecknad b) och bibehåller kordan $t$, måste tydligen spetsöverströmningens inverkan bli allt mindre, ty den luftmängd, som per sekund kan strömma över vid spetsarna är oförändrad, medan den luftmängd, som på samma tid strömmar förbi hela den långa vingen blir allt större. Förlusten vid tryckutjämningen blir alltså allt mindre i förhållande till lyftkraften, som ökar proportionellt med spännvidden (och vingytan). Men när vi ökar $b$ och bibehåller $t$ har vi »förbättrat» det förut omnämnda sidoförhållandet, som ju är $\frac{t}{b}$, proportionellt mot ökningen av $b$ ( $\frac{t_m}{b}$ betecknar medelkorda hos en icke rektangulär vinge). *Det inducerade motståndet (och således $c_{wi}$) minskar proportionellt mot förbättringen av sidoförhållandet* $\frac{t_m}{b}$. I enlighet härmed kan $c_{wi}$ uttryckas som

$$c_{wi} \sim \frac{1}{3} \cdot c_a^2 \cdot \frac{t_m}{b} \text{ *)} \quad \text{- - - - - - - - - (5)}$$

Detta värde måste läggas till $c_w$-värdet i ett $c_w$- eller polardiagram, för att diagrammet skall gälla det sidoförhållande man avser. Ett sådant diagram är nämligen i allmänhet gjort för »oändligt sidoförhållande», d. v. s. en tänkt vinge med oändligt stor spännvidd och således utan inducerat motstånd (vår ideella vinge). Samtidigt som varje punkt på polaren flyttas åt höger (får större $c_w$-värde, se fig. 22), kommer den att betyda en högre anfallsvinkel, då vi ju som förut sagts måste höja anfallsvinkeln för att bibehålla $c_a$-värdet för en ideell vinge. Denna höjning av $\alpha$ för att uppnå det avsedda $c_a$-värdet (som fås vid oändlig spv.) beräknas som

$$\Delta\ \alpha \sim 18 \cdot c_a \cdot \frac{t_m}{b} \quad \text{- - - - - - - - - (6)}$$

Vi kan med hjälp av formel (5) skaffa oss en god uppfattning om det inducerade motståndets betydelse, så att vi kan få en uppfattning om hur långt man bör gå i försök att eliminera det. I stället för motståndet jämför vi som förut mot-

*) 1/3 är en förenkling av $\frac{1}{\pi}$, som egentligen är $\frac{1}{3{,}14}$.

ståndskoefficienterna. Låt oss ta en segelmodell med det goda värdet på sidoförhållandet $\frac{t_m}{b} = 1/10$. $c_a$ kan uppskattas till c:a 0,7 och glidtalet $\varepsilon$ bli omkring 14. Vi får då enligt (5)

$$c_{wi} \sim \frac{1}{3} \cdot 0{,}7 \cdot 0{,}7 \cdot \frac{1}{10} = 0{,}016$$

Det är det inducerade motståndets andel i totalmotståndet, som intresserar oss främst. Då vi känner $c_a$ och $\varepsilon$ får vi totala motståndets koefficient ur (4)

$$\varepsilon = \frac{c_a}{c_w}$$

vari vi ersätter $c_w$ med $c_{wtot}$, då det nu gäller den verkliga modellens glidtal. Bägge leden multipliceras med $c_{wtot}$ och divideras med $\varepsilon$:

$$c_{wtot} = \frac{c_a}{\varepsilon}$$

Värdena sättes in:

$$c_{wtot} = \frac{0{,}7}{14} = 0{,}050$$

Således är

$$\frac{c_{wi}}{c_{wtot}} = \frac{0{,}016}{0{,}050} \sim \frac{1}{3}$$

*Inducerade motståndet utgör alltså ungefär en tredjedel av en relativt smalvingad segelmodells totala motstånd.* Detta gäller ungefärligen för alla vanliga modelltyper. Vi vet, att glidtalet för en modell är

$$\varepsilon = \frac{c_a}{c_{wtot}}$$

Om vi tar bort det inducerade motståndets andel i $c_{wtot}$, som ju är 1/3 därav, blir av $c_{wtot}$ bara 2/3 kvar. $\varepsilon$ utan $c_{wi}$ blir då 3/2 = 1,5 ggr större än med $c_{wi}$, d. v. s. glidtalet skulle förbättras med 50 %, om inducerade motståndet kunde elimineras. Denna ändring av motståndet inverkar ej på flyghastigheten, som blott beror av hur tung modellen är, men sjunkhastigheten minskar och glidtiden ökar proportionellt mot ökningen av glidtalet $\varepsilon$. *Om inducerade motståndet kunde elimineras, skulle därför glidtiden öka med 50 %.*

När man blivit något van vid dylika överslag förstår man direkt, att om $c_{wtot}$ minskas till 2/3 så ökar $\varepsilon$ till 3/2 av förutvarande värde, varigenom glidtiden också ökar till 3/2, d. v. s. till 1,5 ggr ursprungligt värde.

### c) *SIDOFÖRHÅLLANDE OCH SPETSUTFORMNING*

Vi har redan sett, att inducerade motståndet är proportionellt mot *sidoförhållandet.* Utgår vi t. ex. från en modell med $\frac{t_m}{b} = \frac{1}{10}$ och förbättrar sidoförhållandet till $\frac{1}{20}$, d. v. s. gör värdet därav hälften så stort (benämnes ett dubbelt så »gott» sidoförhållande), så blir inducerade motståndet blott hälften. Eftersom det inducerade motståndet för $\frac{t_m}{b} = \frac{1}{10}$ är ungefär 1/3 av modellens totala motstånd, så vinner man tydligen mycket på att hålla ett gott sidoförhållande. Man skulle vinna omkring 15 % bättre glidtal, sjunkhastighet och flygtid genom att göra sidoförhållandet dubbelt så gott som normalt. Tyvärr får man emellertid då en smalare vinge och mindre s. k. Reynolds tal med sämre strömning (avhandlas i kap. 5), vilket försämrar det uppnådda glidtalet, och något tyngre konstruktion, vilket ökar flyghastigheten så att förlusten blir lika stor som vinsten. Det bästa sidoförhållandet med hänsyn härtill varierar avsevärt för olika typer, men som ledning kan det anges till

för $Y = 7$ dm²: $\frac{1}{6{,}5} - \frac{1}{7{,}5}$ (G1-modell)

„ „ = 13 dm²: $\frac{1}{7} - \frac{1}{8}$ ($G_{int}$-, S1-modell)

„ „ = 25 dm²: $\frac{1}{7{,}5} - \frac{1}{13}$ ($S_{int}$-modell

Sidoförhållandena visas i fig. 24.

En annan sak, som inverkar på inducerade motståndet, är *spetsutformningen.* Härvidlag är en ellipsformad spets teoretiskt fördelaktigast, då lyftkraftsfördelningen blir bäst.*) Den senare blir emellertid nästan lika bra för en trubbig spets (cirkelrund eller tvär med rundade hörn) med skränkning, d. v. s. avtagande anfallsvinkel mot yttersta spetsen. *Skränkningen bör vara 3—5° längst ut.* Spetsen får då ingen eller mycket låg anfallsvinkel. Högre skränkning kan bilda extra kantvirvlar och i stället öka motståndet, och negativa spetsvinklar bör undvikas. Mycket smala spetsar är odugliga, då de genom sitt låga Reynolds tal är ineffektiva.

Slutligen har vi ännu ett medel att minska inducerade motståndet, de s. k. *ändskivorna.* Värdet av dessa är föremål för en hel del diskussion men med hjälp av vad vi hittills lärt kan vi säga en del fakta därom.

Vi kan fastslå att de ändskivor, som förr användes, var alldeles för små (låga) för att göra nytta. I stället torde de ha åstadkommit kraftig extra virvelbildning genom de tvära övergångarna till vingen. Görs ändskivorna större, blir dessa virvlar av underordnad betydelse bredvid det hinder skivorna utgör för den skadliga tryckutjämningen (spetsöverströmningen).

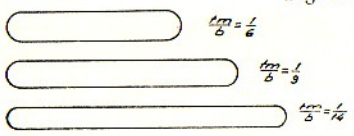
Den höjd på skivorna som erfordras för att de skall hindra överströmningen effektivt, är svår att ens ungefärligt ange, men *en skiva längs hela vingkordan t, helt över vingen och med en höjd av 1/2 · t — 1 · t torde närma sig idealet.*

Om vi låter ändskivan luta utåt och bara sträcka sig *över* vingen, får vi ett s. k. *vingöra,* som bör vara beteckningen för en vingspets, uppböjd minst 45° och icke

---

*) Lyftkraften och därmed $c_a$ är som förut omtalats ej lika stor över hela spännvidden, utan avtar mot spetsarna på grund av tryckutjämningen. Den elliptiska fördelningen är bäst (fås vid helt elliptisk vinge), men skillnaden är inte stor för en rektangulär vinge med ellipsspets och s. k. skränkning). Det vi räknar med är ett medelvärde gällande den senare vingformen.

Fig. 24



*Sidoförhållanden. 1/6 är det sämsta användbara för Y = 15 dm² och 1/14 det "bästa" användbara för stora modeller (Y = 70 dm²).*

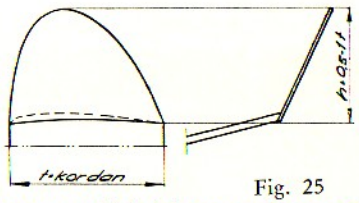



Fig. 25

*Vingöra. Effektiviteten med avseende på spetsutjämningen ökar med örats höjd, men då höjs också lateralcentrum.*

avsedd att bära. Vertikala höjden av örat räknas då som höjd. Se fig. 25. Vingörat är en elegant lösning, enär virvlarna i vinkeln mellan en lodrät ändskiva och vingen blir betydligt större än vid den stora vinkeln vid ett vingöra. Om vi använder vingöron blir inducerade motståndet 10—15 % mindre samtidigt som öronen i hög grad verkar tvärstabiliserande. Såväl ändskivor som vingöron lämpar sig bäst för mindre modeller, som ju får sämre sidoförhållande och större inducerat motstånd, men har på större modeller som följer av fortsättningen föga inverkan på slutliga sjunkhastigheten, då de ju gör ett direkt friktionsmotstånd.

Vi skall nu se, vilken verkan ändskivor (och därmed vingöron) kan ha. Om vi använder ändskivor blir $c_{wi}$ således mindre, och det kan uttryckas

$$c_{wiä} = K \cdot c_{wi}$$

varvid vi med $c_{wiä}$ menar $c_{wi}$ med ändskivor. $K$ är ett tal minkre än 1, och det blir mindre ju större ändskivans höjd $h$ blir relativt spännvidden $b$.

Värdet av $K$ bestäms av förhållandet $\frac{h}{b}$ enligt

$$K \sim \frac{0{,}6}{0{,}6 + \frac{h}{b}}$$

Låt oss laborera litet med dessa upplysningar för att se ändskivornas verkan. Vi tänker oss en segelmodell med 25 dm² vingyta och $\frac{t_m}{b} = 1/10$, då $c_{wi}$ enligt föregående är c:a $1/3 \cdot c_{wtot}$. Vi sätter på ett par ändskivor med $h = 3/4 : t$, d. v. s. $h = 3/4 \cdot 1/10 \cdot b$. Vi har alltså $h = 3/40 \cdot b$, och $\frac{h}{b} = 0{,}075$. Insatt i formeln blir

$$K \sim \frac{0{,}6}{0{,}6 + 0{,}075} \sim 0{,}88$$

Vi får slutligen

$$c_{wiä} \sim 0{,}88 \cdot c_{wi},$$

d. v. s. $c_{wiä}$ är 12 % = mindre än $c_{wi}$, vilket för $c_{wtot}$ gör en minskning av tredjedelen eller 4 % frånsett ändskivornas skadliga motstånd. Detta torde dock uppgå till ungefär samma värde, varför vinsten blir föga.



Låt oss då pröva ändskivorna för en 12 dm²-modell! Här är $\frac{t_m}{b}$ låt oss säga $\frac{1}{7{,}5}$ enligt föregående tabell, och $c_{wi}$ skulle således vara större än $1/3 \cdot c_{wtot}$. Reynolds tal har emellertid här minskat och därmed har $c_{wtot}$ ökat varför andelen $c_{wi}$ i $c_{wtot}$ blir ungefär densamma. Om vi även här gör ändskivans höjd = 3/4 $t$, får vi således $h = 3/4 \cdot {}^1/_{7{,}5} \cdot b$.

Då blir $\frac{h}{b} = 3/30 = 1/10$. Formeln ger då

$$K \sim \frac{0{,}6}{0{,}6 + 0{,}1} \sim 0{,}86$$

Vi kommer fram till, att $c_{wiä}$ blott blir 14 % mindre än $c_{wi}$, varvid $c_{wtot}$ blir $14/3 \sim 5$ % mindre. Resultatet ungefär samma som för 25 dm²-modellen.

Om vi nu ändrar skivhöjden till den dubbla d. v. s. $h = 1{,}5 \cdot t$, så får vi $h = 1{,}5 \cdot t = 1{,}5 \cdot {}^1/_{7{,}5} \cdot b$, och $\frac{h}{b} = 0{,}2$.

Insatt i formeln får vi

$$K \sim \frac{0{,}6}{0{,}6 + 0{,}2} \sim 0{,}75$$

Nu blir alltså $c_{wiä}$ 25 % mindre än $c_{wi}$ och $c_{wtot}$ $25/3 \sim 8$ % mindre än $c_{wtot}$ utan ändskivor. Även om denna motståndsminskning är större än ändskivornas skadliga motstånd, så blir vinsten med ändskivor inte stor. Skall en ändskiva göra märkbar nytta, så måste den vara lika hög som kordan. Mest befogad är ändskivan på små modeller med sämre sidoförhållande. Ur sidstabiliserande synpunkt har den då ganska stort värde.

# Kap. 5. Reynolds tal

## a) *EN BETYDELSEFULL FAKTOR*

Innan vi nu går in på att studera den kompletta modellens glidflykt, skall vi korrigera den tidigare gjorda framställningen av det ideella bärplanet. Skillnaden mellan vårt tänkta, förenklade bärplan och ett verkligt är ju den, att det i verkligheten kommer in en faktor som heter inducerat motstånd och en som kallas Reynolds tal. Den förra och dess inverkan på vingen har vi redan klarat av, och nu skall vi studera den ytterst viktiga princip som gör en väsentlig skillnad mellan beräkningen av ett stort flygplan och ett modellflygplan, och som är grundläggande för hela modellflygplanets beräkning — Reynolds tal.

Vi tänker oss ett stort flygplan, vars vinge är över en meter bred och som flyger med en hastighet av t. ex. 300 km/tim. Med denna hastighet rusar luften över vingen lekande lätt från fram- till bakkant, och dessutom är vingen (kordan) så stor, att luften så att säga verkar tunn i förhållande till den stora vingen. Om vi minskar ner vårt flygplan, så att vingen får allt mindre korda blir den till slut så liten, att luften blir »tjock» i förhållande till vingen och strömmar trögare och sämre över vingprofilen. Se fig. 26. Var och en vet ju, att t. ex. ett dun blott sakta sjunker genom luften, då det är så litet att luften verkar »tjock» (tät) för dunet. Gör man en modellbåt på t. ex. en halvmeters längd, så glider den lätt och länge genom vattnet av en liten puff. Men en likadan båt, blott 5 cm lång, stannar betydligt fortare; den liksom »kör fast», och vattnet är som sirap i förhållande till den lilla båten.

Om vi nu återgår till vårt flygplan och i stället för kordan minskar flyghastigheten kraftigt, så kommer vi även nu till ett stadium, då luftströmmen är så »lam», att den ej förmår övervinna friktionsmotståndet mot vingens yta utan släpper profilen och bildar virvlar, som på fig. 27. Resultatet blir samma som om kordan hade minskats, och man säger, att strömningen nått ett kritiskt värde. Från att ha varit överkritisk blir den nu underkritisk, om vi fortsätter att minska vingkordan eller hastigheten.

Det är alltså beroende på lufthastigheten v och vingkordan t (eg. längden för en kropp i strömningsriktningen) som strömningen blir bra eller dålig, d. v. s. över- eller underkritisk. I själva verket är det produkten av dessa båda faktorer, som bestämmer strömningen, vartill kommer en faktor för luftens viskositet

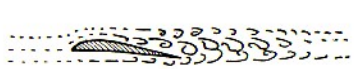


Fig. 26

Fig. 27

*Om vingkordan är alltför liten blir strömningen ineffektiv (underkritisk.) En alltför låg lufthastighet har samma verkan som liten vingkorda.*



(»trögflutenhet»), som för vanlig luft vid marken i formeln får värdet $\frac{1}{0{,}14}$ eller 7, vilket är ungefär detsamma.*) Denna produkt kallas Reynolds tal efter dess upptäckare, och vi har nu kommit fram till att

$$Re = v \cdot t \cdot 7 \quad \text{— — — — — — — — — (7)}$$

Om ett modellplan har $t = 20$ cm och $v = 5$ m/sek, så har det samma *Re*-tal som ett med $t = 10$ cm och $v = 10$ m/sek. I *Re*-talet skall dock hastigheten räknas i cm/sek, och kordan som ovan i cm. Man får alltså att en normal S1-modell med $v = 5$ m/sek $= 500$ cm/sek och $t = 15$ cm har

$$Re = v \cdot t \cdot 7 = 500 \cdot 15 \cdot 7 = 52.500$$

Vad har man då för nytta av att veta detta? Jo, en viss vingprofil, t. ex. den gamla hederliga Clark Y, börjar få dålig strömning, då kordan och hastigheten blir så låga, att *Re*-talet blir omkring 150.000. Här börjar det kritiska området, uppifrån räknat, se fig. 28. Motståndskoefficienten, som annars (för mycket höga *Re*-tal) är så gott som oberoende av lufthastigheten och vingkordan har från höga *Re*-värden ökat ytterst sakta, men börjar, då *Re*-talet minskas under 150.000, att öka katastrofalt. Minskar vi kordan eller hastigheten ännu mer blir motståndet allt högre tills det kritiska området passerats, då motståndet åter blir nästan konstant. Lyftkraftskoefficienten gör »likadant fast tvärtom», i det den minskar kraftigt inom det kritiska *Re*-området, då *Re*-talet minskar (d. v. s. då modellen flyger allt saktare eller görs allt mindre). Se fig. 28. Detta beror givetvis på samma sak som motståndsökningen, nämligen att luften släpper vingprofilen vid kritiska eller underkritiska *Re*-värden.

Om vi nödvändigtvis skall göra en modell med Clark Y vingprofil, måste vi alltså se till att dess *Re*-tal kommer att ligga över det kritiska området, som måste anses oanvändbart lika väl som det underkritiska. Modellen måste då antingen vara mycket stor (ha bred vinge) eller flyga mycket fort. Gäller det en vanlig modell kan vi aldrig uppnå ett *Re*-tal större än 150.000 (enl. föregående har en S1:a *Re* = omkr. 50.000. En $S_{int}$ får ungefär *Re* = 75.000. Clark Y-profilen och liknande kan alltså inte användas på modellflygplan.

Nu har man upptäckt, att det kritiska *Re*-området (kallat $Re_{krit}$) varierar för olika profiler och är betydligt lägre för en tunnare, spetsigare och mera välvd profil. Se fig. 29. Åtminstone de två första anledningarna att $Re_{krit}$ sjunker är ju rätt naturliga, då den »slöa» luftströmmen, när lufthastigheten (*Re*-talet) minskar, givetvis orkar följa en spetsigare eller tunnare profil ännu längre, emedan denna inte bromsar upp luftströmmen i samma grad. Det går alltså att rita en profil, som passar för varje *Re*-tal. Det är däremot ej lämpligt att välja ut en synnerligen tunn, spetsig eller välvd profil med $Re_{krit}$ omkring 10.000, medan modellen beräk-

———————

*) Detta viskositetstal, varmed v · t skall multipliceras, är $\frac{\varrho}{\mu}$, varvid $\varrho$ (»ro») är den tidigare omtalade tätheten och $\mu$ (»my») den s. k. friktionskoefficienten, som anger friktionen mellan olika luftskikt.

nas flyga med ett *Re*-tal av t. ex. 50.000. Det vore mycket bättre med en profil med övre gränsen för $Re_{krit}$ (som man alltid avser) vid t. ex. 40.000. Nu kommer ju vingen att flyga överkritiskt, om dess $Re$ = 50.000, och den får bästa möjliga lyftkraft och glidtal.

### b) *VERKNINGAR PÅ DEN FLYGANDE MODELLEN*

Låt oss studera några problem, som förr knappast kunde förklaras, men som efter klarläggandet av Reynolds tal och dess inverkan på strömningen lätt kan lösas. Har ni sett en segelmodell bringas i överstegring av ett vindkast, sänka nosen för »upphämtning» och i stället börja »trycka»? Har ni sett den dyka allt snabbare mot marken utan att ta upp . . . eller en motormodell som kastas iväg och med hög fart susar efter marken utan att kunna stiga mot skyn? Snart sagt varje modellflygare har väl fått samla upp sin modell »som en byggsats» efter en dylik tryckning. Den beror helt enkelt därpå, att modellen haft en lyftande stabilisator, som burit en del av modellens tyngd. Emellertid har stabilisatorn, som ju har mindre korda och reynoldstal än vingen i normal flykt, flugit med underkritisk strömning kring profilen, som alltså varit för tjock eller trubbig och haft ett *kritiskt Re*-tal ett stycke över det, med vilket den flugit. När nu planet fått ökad hastighet av någon anledning, har stabilisatorns *Re*-tal alltså ökat och uppnått eller rättare överskridit det kritiska området för profilen; den har plötsligt börjat lyfta bättre med sin ökade lyftkraftskoefficient. Resultat: stjärten höjs, farten ökar ännu mer, *Re*-talet likaså och därmed lyftkraften i stjärten. Planet dyker allt brantare.

Hur skall då detta avhjälpas? Endast genom att bygga en ny stabilisator med rätt beräknad profil, d. v. s. tillräckligt tunn och spetsig i nosen och gärna mera välvd. Vi återkommer till detta i kapitlet om bärplansprofiler. Nu kan vi också med hjälp av *Re*-talet förklara t. ex. varför en liten modell flyger sämre än en stor. Om de har samma vingprofil är saken mycket lättförklarad; medan den stora modellen med sitt större *Re*-tal troligen flyger överkritiskt, flyger den lilla med samma profil sannolikt underkritiskt och har alltså betydligt lägre $c_a$ och högre $c_w$, vilket ger sämre glidtal ($\varepsilon = \frac{c_a}{c_w}$). Den lilla modellen flyger sannolikt med högre hastighet i en brantare vinkel mot marken och flyger alltså avsevärt kortare tid från en och samma höjd. Den är mindre effektiv. Men om vi konstruerar en liten och en stor modell och beräknar vingprofilerna efter deras respektive *Re*-tal, så att den lilla får en tunnare och spetsigare profil, kanske mera välvd än den profil vi beräknar för den större modellen, hur blir det då med flygförmågan? Jo, skillnaden på de två modellernas flygtid blir inte alls så stor längre. Men den större flyger fortfarande bättre än den lilla, ty den stora »tål» en tjockare profil som således ger större tryckskillnad på över- och undersidan och därför högre lyftkraftskoefficient. Denna modell behöver inte flyga så fort som den lilla för att få tillräcklig lyftkraft, och den kommer därför inte så fort ned till marken. Dessutom kan vi inte komma ifrån, även om den lilla modellen har en riktigt be-



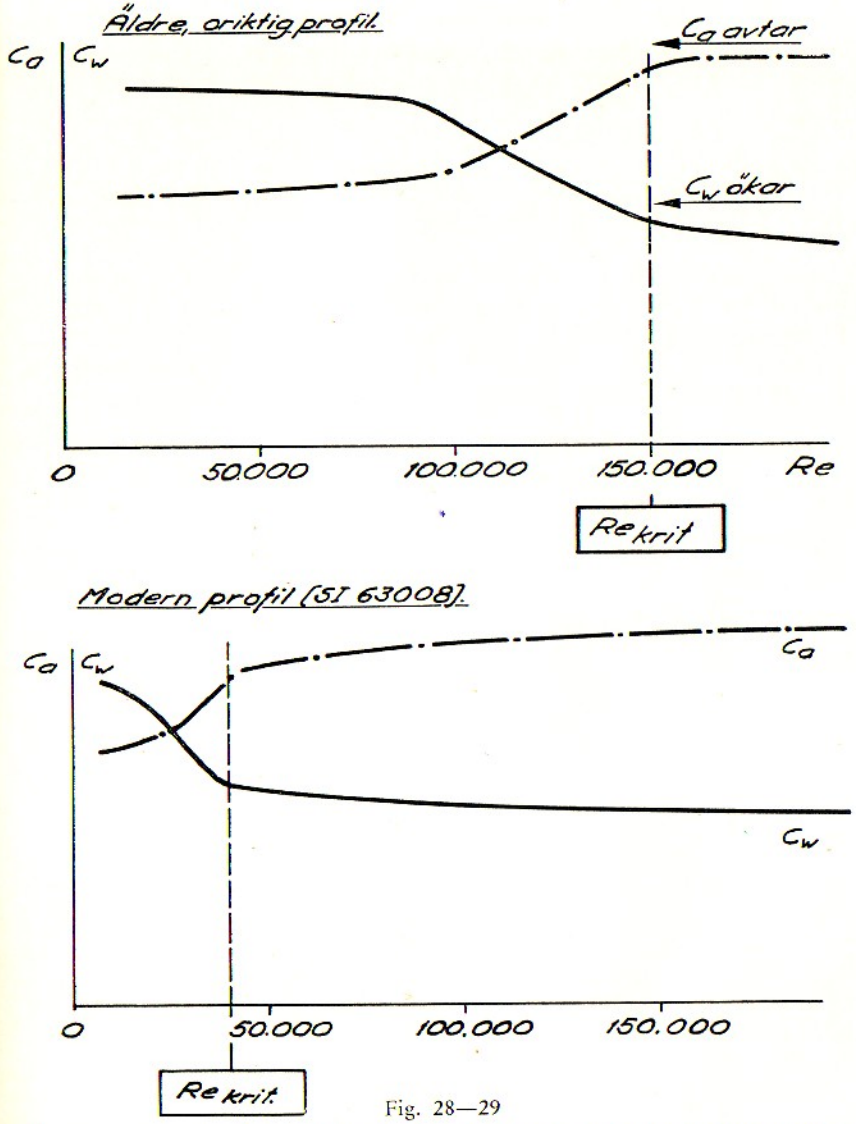



Fig. 28—29

*Kurvorna visar hur det kritiska Re-talet förskjutits så långt nedåt på moderna profiler, att även små modellflygplan kan flyga i det överkritiska, effektiva området. Som synes av fig. 29 förbättras emellertid glidtalet fortfarande något, om modellens Re-tal ökas.*

räknad profil, att den får en sämre strömning med sitt sämre *Re*-tal. Ty även om dess profil är tunnare och ger en lägre lyftkraftskoefficient, så blir inte dess motståndskoefficient proportionellt lägre, utan förhållandet mellan dessa två, d. v. s. glidtalet, blir sämre än för den stora modellen. Om vi nu bygger en vinge till den stora modellen med den lilla modellens profil, hur blir det då? Jo, glidtalet blir bättre än för den lilla modellen, eftersom *Re*-talet är större. Men jämfört med den stora modellen med den för dess eget *Re*-tal bräknade profilen har denna tunnprofilerade vinge givetvis ingen chans, ty den senare måste som vi sett flyga fortare för att uppnå samma lyftkraft och får sämre glidtal, och därför når den fortare marken.

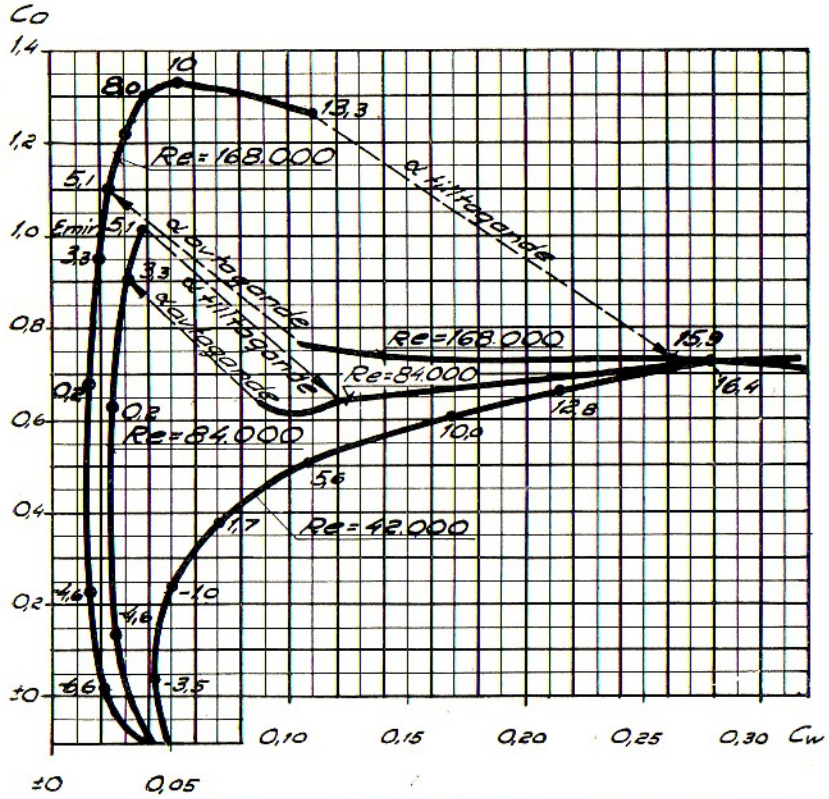
Av detta lär vi oss med en gång att det först och främst gäller att beräkna vingprofilen så att vingen (modellplanet) kommer att flyga med ett *Re*-tal, som ligger något över profilens kritiska *Re*-tal. Men det gäller också att se till, att modellen får ett så stort *Re*-tal som möjligt, d. v. s. att man gör den så stor man kan eller rättare gör vingen så bred som möjligt.

### c) *LAMINÄR OCH TURBULENT STRÖMNING — TURBULENSTRÅD*

Vi skall skärskåda strömningen under olika förhållanden för att mera vetenskapligt förklara Reynolds tal och därmed sammanhängande problem. Låt oss se på strömningen kring en vingprofil av typen SI 63008 vid ett mycket lågt *Re*-tal, t. ex. *Re* = 20.000, vilket vi säkert vet är underkritiskt för denna profil, som är beräknad för *Re*-tal mellan 40.000 och 100.000. Den lama luftströmmen som flyter jämnt och lugnt över profilöversidans främre del, kallas laminär (skiktad), därför att den flyter i obrutna skikt (lamina) utan att blandas om genom virvling. Den laminära luftströmmen smiter exakt efter vingytans alla små ojämnheter och bromsas upp kraftigt av den därav uppkomna ytfriktionen. Redan tidigt har luftströmmen förlorat så mycket rörelseenergi, att den inte längre orkar följa profilens buktade översida utan avlöses mer eller mindre, bildande kraftiga virvlar med högre motstånd och lägre lyftkraft som följd. Detta förhållande har vi redan visat i fig. 26 och 27 om ej mera vetenskapligt förklarat.

Nu ökar vi emmellertid *Re*-talet genom att öka flyghastigheten. Avlösningspunkten vandrar långsamt bakåt allteftersom hastigheten ökas, emedan luften har större energi och orkar längre fram på den bromsande ytan av profilöversidan. Lyftkraften ökar sakta och motståndet minskar i samma takt, d. v. s. glidtalet ökar. När hastigheten blivit så stor, att *Re*-talet börjat överskrida omkring 30,000 händer det plötsligt, att luftströmmen vid klyvningen mot den spetsiga profilframkanten börjar virvla i små virvlar, »turbulera». Genom dessa små virvlar förmår luften »rulla» över vingytans små ojämnheter i stället för att smita utefter dem, och den glider nu lätt över hela profilens längd. Samtidigt kan den också uppta energi från de längre bort från vingytan strömmade skikten, som genom mindre friktion strömmar betydligt fortare. Den turbulenta strömningen är energirikare



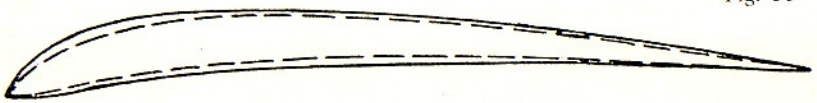



*Diagrammet visar polarkurvor för N 60 vid olika Re-tal. Nedåtriktad, streckad pil anger övergång från över- till underkritisk strömning vid ökande α. Uppåtriktad pil visar hur strömningen blir överkritisk vid avtagande anfallsvinkel. Märkligt nog håller sig som synes strömningen underkritisk längre ned på α-skalan, då α minskas.* Fig. 30.

och förmår övervinna ett större motstånd. Glidtalet är nu omkring dubbelt så stort som vid *Re* = 20.000, men ökar vi *Re*-talet ännu mer, så blir glidtalsökningen inte längre så stor.

Vi tänker oss nu att vi med profilen SI 63008 på en vinge utgår från *Re*-talet 20.000 och i stället för hastigheten ökar vingkordan och därmed Reynolds tal. Som vi ovan nämnde bromsas det närmast vingytan rusande luftskiktet upp kraftigt, medan luften strömmar allt snabbare ju längre från vingytan den rusar fram. Detta närmaste skikt, som bromsas upp genom friktionen mot vingytan, kallas *gränsskiktet*. Någon ändring i gränsskiktet som i föregående fall får vi inte nu. Men medan gränsskiktets tjocklek är oförändrat då vi ökar vingkordan, blir den

Fig. 31



*Modifiering av vingprofil typ SI 63008 för lägre Re-tal. 63008 är avsedd för Re-tal över 40.000, men genom att minska tjockleken från 8 till 6 % av kordan, sänka nosvälvningen och minska nosradien från 0,5 % till 0,2 % kan den nya profilen användas för Re-tal omkring 20.000.*

höjd av de luftskikt, som bromsas upp mot vingytan mindre i förhållande till den större kordan. Det uppbromsade gränsskiktet får allt mindre betydelse, ju större vi gör kordan. Även nu förbättras lyftkraft och glidtal, d. v. s. vi får bättre glidtal eller effektivitet på vingen. Men om resultatet i verkligheten blir samma när vi t. ex. fördubblat vingkordan som när vi fördubblat flyghastigheten, kan forskningen ännu inte bevisa fullständigt.

I dessa bägge fall har vi alltså sett hur det i verkligheten kommer sig att strömningen blir överkritisk och bättre då man utgår från ett underkritiskt strömningstillstånd och ökar hastigheten eller vingkordan. Nu skall vi se hur man kan få strömningen överkritisk endast genom att ändra vingprofilen. Vi tänker oss alltså vår SI 63008 vid ett *Re*-tal av 20.000, då luften alltså strömmar laminärt över nosen, bromsas upp, avlöses på översidan och bildar virvlar. Vi vill åstadkomma en småturbulent strömning, vilket är detsamma som överkritisk i detta fall. Forskningen har visat, att denna turbulens frambringas av den spetsiga profilframkanten, och att den framkallas vid ett lägre *Re*-tal ju tunnare och spetsigare profilen är. Vi gör nu om vår profil, som hade en tjocklek av 8 % av kordan, en nosradie av 0,5 % och en tangentvinkel vid nosen av c:a 60°, till 5 % tjocklek, 0,2 % nosradie (eller helt spetsig nos, $r = 0$) och 45° tangentvinkel. Säkerligen har vi nu lyckats frambringa turbulent strömning redan vid $Re = 20.000$ och ett överkritiskt flygtillstånd med full effektivitet hos vingen. Men denna har nu blivit väl tunn och förlorat mycket av sin bärförmåga. Fig. 31.

Och därmed ställer vi oss frågan: kan vi inte på något sätt få strömningen turbulent kring en profil med så god effektivitet vid överkritisk strömning som SI 63008? Det går mycket lätt. Vid denna boks utgivande torde dock inga andra praktiska försök ha gjorts i Sverige för att på »konstgjord» väg frambringa tur-

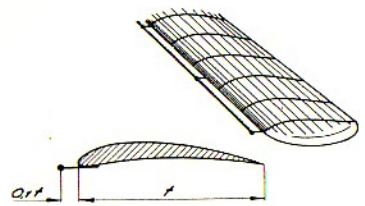



Fig. 32

*Hur turbulenstråden anbringas på en vinge.*



bulens, än de författaren utfört och nedan beskrivit. De avse prov med en s. k. *turbulenstråd*, som anbringad i framkanten på vingen bildar turbulens i det strömningsskikt som träffar profilframkanten och sprider sig över såväl under- som översidan på vingen. Fig. 32 visar en profil med turbulenstråd. Med denna tråd kan man alltså göra en underkritisk strömning överkritisk och använda snart sagt vilken profil som helst även för de små *Re*-talen, vilket framför allt har stor betydelse för stabilisatorn, som måste ha en brantare $c_a$-kurva och ett högt $c_{amax}$ för att stabilisera effektivt. Man kan med en turbulenstråd även få en gammal modell med t. ex. för tjock profil att flyga som en modern. Dock bör man inte glömma, att samtidigt som motståndet hos vingen sjunker och lyftkraften ökar, så får man ett extra motstånd i själva turbulenstråden, som inte är så litet. I många fall är det dock betydelselöst bredvid de vinster man gör med en turbulenstråd. Vilket som i olika fall är fördelaktigast, att bygga en »självständigt» överkritiskt flygande profil eller en tjockare med turbulenstråd har ännu ej hunnit utprovas, men så mycket kan sägas, som att en Clark Y eller RAF 32 med turbulenstråd är överlägsen de ofta använda tunna och kraftigt välvda profilerna.

Vid de ovan nämnda, av förf. gjorda provflygningarna i en stor gymnastiksal visade sig följande. »Sunnanvind», som med sin SI 63008-profil flyger säkert överkritiskt, hade ingen som helst nytta av turbulenstråden utan fick omkring 10 % högre sjunkhastighet med denna. Detta var precis som beräknats före försöket, och det vinande ljudet i turbulenstråden bekräftade antagandet om ett väsentligt, onyttigt ökat motstånd från denna. När en mindre, lättare modell med 20 % lägre *Re*-tal och en liknande profil provades, började turbulenstrådens goda inverkan att synas. Både glidtal och flyghastighet förbättrades med några procent (högre glidtal, lägre flyghastighet), varför sjunkhastigheten minskades 6 %.

Den verkliga framgången för turbulenstråden sparades till sist, då en modell med en vingprofil från 1938, 12 % tjock och med en präktig nosradie, provades. Den visas i fig. 32. Denna profils kritiska *Re*-tal är 50.000—150.000, och den flögs med $Re = 38.000$, alltså långt under kritiska *Re*-talets övre gräns. Sjunkhastigheten vid vingbelastningen 9,2 g/dm² var också så hög som 0,49 m/sek med flyghastigheten 4,5 m/sek och glidtalet 9,3. Då turbulenstråden sattes på minskade flyghastigheten med hela 0,5 m/sek medan glidtalet förblev konstant. Sjunkhastigheten gick ner med över 10 %. Turbulenstråden förbättrade sålunda modellplanets prestanda med 10 %, vilket väl visar den betydelse den kommer att få, i all synnerhet på stabilisatorer med deras ännu mindre reynoldstal och sedan tekniken utvecklats.

# Kap. 6. Modellplanets glidflykt

## a) *GLIDTRIANGELN — FLYGHASTIGHET, GLIDTAL OCH SJUNKHASTIGHET*

Vi har kommit så långt, att vi kan börja studera själva flykten, varvid glidflykten är den enklaste och grundläggande. Det bör här framhållas att boken avser glidflykten hos alla slags friflygande modeller. Om man »lägger» ett modellsegelplan horisontellt i luften utan fart, kommer det att falla rakt nedåt. Planets tyngdpunkt, d. v. s. den punkt där tyngden kan tänkas verka, ligger vanligen på 1/3—2/3 av kordan från vingens framkant. Stabilisatorn kommer därför av luftströmmen att lyfta stjärten så att planet går i dykning med nosen före och med starkt ökande hastighet. Stabilisatorn ställer sig i »flygriktningen», vingen får den för flygning avsedda anfallsvinkeln, lyfter allt kraftigare (ökande fart) och höjer därvid nosen på det till en början lodrätt dykande planet på samma sätt som vid överstegring vid för hög fart. Se fig. 33, där lyftkraften som förut nämnts betecknas med *A*, planets tyngd med *G* och motstånd med *W*. Luftkraftsresultanten *R* har ännu inte vuxit ut till fullkomligt samma storlek som tyngden *G*, så länge planet accelererar, d. v. s. ökar sin fart i dykningen. Men flygplanet rätar upp sig alltmer under det farten minskar, eftersom dragkraften, som utgöres av tyngden G, får allt mindre verkan i modellens flygriktning. Men vilken vinkel kommer modellen slutligen att intaga?

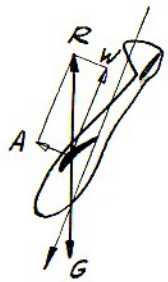



Fig. 33

*Krafterna på flygplan i dykning.*

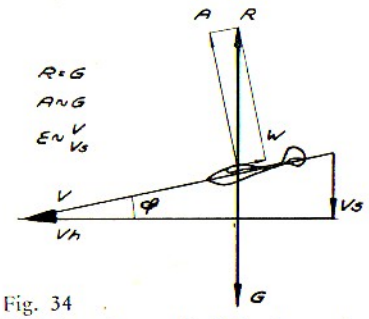



Fig. 34

*Glidtriangeln — förhållandet mellan flyghastighet, glidtal och sjunkhastighet.*

Vi tänker oss ett ögonblick att den rätat upp sig ända till horisontalläge. Den flyter då fram så tills luftmotståndet bromsat ned farten för mycket (det finns ju ingen dragkraft längre, då tyngdens komposant i flygriktningen = 0), och vi återkommer till vad vi började med: modellen sjunker, doppar nosen och tar fart. Farten blir dock ej så hög, då vi denna gång utgick från en viss hastighet i horisontalflykten och ej får lodrät dykning. Slutligen glider modellen lugnt i en viss



glidvinkel, som vi kallar $\varphi$ (uttalas »fi») i fig. 34. Tyngden har nu så stor verkan i flygriktningen, att modellen får den hastighet som ger en luftkraftsresultant = modellens tyngd, d. v. s.

$$R = G$$

Skulle *R* vara t. ex. mindre än *G* skulle planet »ramla handlöst» ned. Av fig. ser vi också, att *R* är mycket nära lika stor som *A*, d. v. s. lyftkraften. Skillnaden är betydelselös vid alla normala glidtal (vid t. ex. $\varepsilon = 2$ blir skillnaden rätt stor, men normala glidtal ligger mellan 5—20), varför vi lika gärna kan sätta

$$A = G \quad \text{— — — — — — — — — — —} \quad (8)$$

Vi skall nu studera flygbanan hos vårt lugnt glidande modellplan. Planet har en flyghastighet, som vi kallar *v*, och glider nedåt med vinkeln $\varphi$ mot horisonten. I fig. 34 är flyghastigheten *v* utritad som en pil med lutningen $\varphi°$. Pilen anger den på en viss tid tillryggalagda sträckan, låt oss säga en sekund (hastigheten mäter vi ju i m/sek.). På denna sekund har planet tydligen sjunkit sträckan $v_s$, samtidigt som det flugit *v* meter i flygriktningen (= flygbanan). $v_s$ är tydligen planets sjunkhastighet, d. v. s. den sträcka planet sjunker per sekund.

Om vi vill mäta, hur lång horisontell sträcka planet tillryggalägger, då det glider nedåt, får vi tydligen mäta från punkten lodrätt under utgångspunkten till t. ex. landningspunkten. Om vi gör som med ban- och sjunkhastigheterna och studerar planet under en sekund, blir den härvid »överflugna» horisontella distansen lika med *horisontalhastigheten*. Pilen, som visar sträckans längd visar alltså också storleken av horisontalhastigheten. Den är betecknad med $v_h$ och inritad i fig. 34.

I kap. 3 c har »glidtriangeln» behandlats, men då utgjordes den av sträckor i stället för hastigheter. Glidtriangeln är tydligen likformig i bägge fallen enligt våra förutsättningar. Se fig. 19 resp. 34. Vi har förut sett, att enligt (4) glidtalet

$$\varepsilon = \frac{s}{h}$$

där *s* är den sträcka planet flyger från utgångshöjden *h*. Nu har vi alltså även fått fram, att *glidtalet är förhållandet mellan horisontalhastigheten $v_h$ och sjunkhastigheten $v_s$*, d. v. s.

$$\varepsilon = \frac{v_h}{v_s}$$

Emellertid räknar man sällan med horisontalhastigheten utan det som vanligen intresserar är flyg- och sjunkhastigheterna. Nu är glidtalet för ett modellplan som nyss nämnts alltid så gott, att glidvinkeln $\varphi$ är relativt liten. Av fig. 34 ser vi, att $v_h$ är i det närmaste lika stor som *v*, detta beroende på den lilla glidvinkeln, precis samma orsak som till att $A \sim R$ enligt föregående. Glidtalet är i fig. c:a 5, och vid bättre glidtal blir skillnaden mellan $v_h$ och *v* ännu mindre. *Man kan alltså sätta glidtalet lika med förhållandet mellan flyghastighet och sjunkhastighet*, d. v. s.

$$\varepsilon = \frac{v}{v_s} \quad \text{— — — — — — — — —} \quad (9)$$

Detta betyder, att om man t. ex. känner glidtalet och flyghastigheten, kan man lätt räkna ut sjunkhastigheten, då man enligt (9) får

$$v_s = \frac{v}{\varepsilon}$$

Exempel: $\varepsilon = 10$ och $v = 5$ m/sek. Vi får då $v_s = \frac{5}{10} = 0{,}5$ m/sek.

### b) *BERÄKNING AV FLYGHASTIGHET*

Vi vill för en viss modell beräkna flyghastigheten, vilket bl. a. är nödvändigt för att vi skall få reda på Reynolds tal. Vi har lärt oss, att villkoret för flygning är att lyftkraften är lika stor som tyngden, d. v. s. enligt (8)

$$A = G$$

För de mera matematiskt kunniga skall längre fram visas hur man med utgångspunkt härifrån kan räkna ut flyghastigheten exakt, då man känner vingens $c_a$-värde, vilket man får ur profilens $c_a$-kurva. Här har i stället med hjälp av just denna räkning kompletterad med praktiska prov ett antal kurvor uppritats i fig. 35, vilkas användning vi nu skall förklara. För det första stöter vi på begreppet *vingbelastning*, vilket varje modellflygare känner till som modellens vikt $G$ dividerad med vingyta $Y$, d. v. s. $\frac{G}{Y}$. Ju tyngre en viss modell byggs, desto större vingbelastning får den och desto fortare flyger den. Om t. ex. en modell med ving-

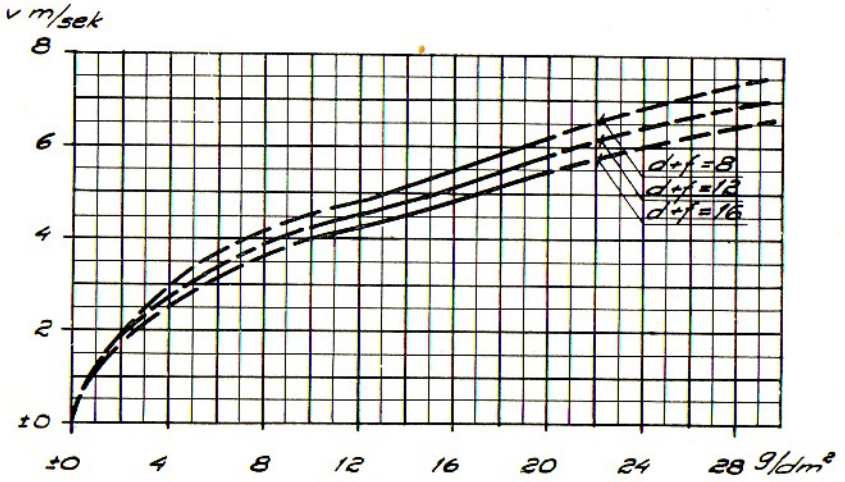
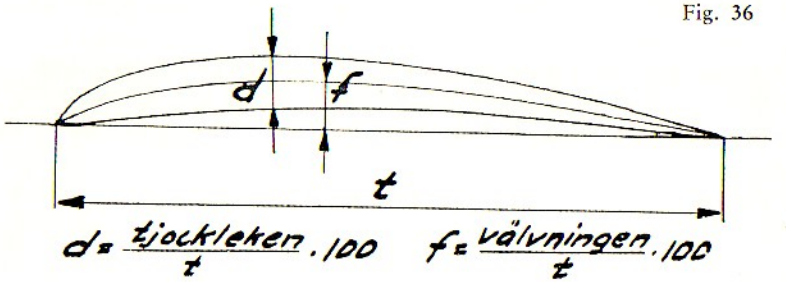



Fig. 35. *Flyghastighetsdiagram.*

*$d + f$ = profilens lyftkraftsfaktor = tjocklek + välvning (i % av t). Kurvan avser profiler valda enligt kap. 7 och modellflygplan med måttligt bärande stabilisator (TP på 1/2 av vingkordan). Om TP ligger på 2/3 t (framifrån) minskas v med 3 %. För icke bärande stabilisator med TP på 1/3 t ökas v med 3 %.*



Fig. 36




ytan 15 dm² väger 150 g, så är dess vingbelastning $\frac{150}{15} = 10$ g/dm². Fördubblar vi nu dess vikt, så fördubblas ju också dess vingbelastning, men farten blir blott 1,4 ggr eller 40 % större. (Hastigheten ökar nämligen med kvadratroten ur vingbelastningen.) En mycket god regel att minnas är, att *om modellplanets vikt ökas, så ökas hastigheten hälften så mycket som vingbelastningen.* Om vi har t. ex. en vingbelastning av 16 g/dm² och ökar denna till 18 g/dm², d. v. s. med $\frac{2}{16} \cdot 100 = 12{,}5$ %, så ökar flyghastigheten med ungefär hälften eller 6 %. Om den i första fallet var 5 m/sek, så blir den med 12,5 % högre vingbelastning 6 % större = $1{,}06 \cdot 5 = 5{,}3$ m/sek. Observera vikten i gram och vingytan i dm²!

För det andra kan två modeller med samma vingbelastning men olika tjocka och välvda vingprofiler inte ha exakt samma flyghastighet. Tjockleken av profilen betecknas *d*, varmed menas största avståndet mellan övre och undre profilkonturen i procent av vingkordan, och den har ett ganska stort inflytande på flyghastigheten, enär en modell med tjockare profil får högre $c_a$ och därför inte behöver så hög fart för att kunna hålla sig uppe. Även en hög välvning sänker flyghastigheten av samma skäl. Välvningen betecknas *f* och avser höjden för mittlinjen mellan övre och undre profilkonturen, räknad från tangentkordan i procent av vingkordan. Se fig. 36, som visar hur man dividerar tjockleken och välvningen med kordan för att få *d* och *f*. Vi tar som exempel profilen SI 64009, som med en korda av 180 mm, en välvningshöjd av 11 mm och en tjocklek av 16 mm har

$$d = \frac{16}{180} \cdot 100 = 9\ \% \text{ och } f = \frac{11}{180} \cdot 100 = 6\ \%.$$

Dessa värden på *f* och *d* utvisas just av den första resp. sista siffran i profilnumret *64009*.

Nu har vi alltså kommit så långt att vi kan studera och använda flyghastighetsdiagrammet i fig. 36. Som vi nyss kom överens om är vingbelastningen $G/Y$ den faktor som till övervägande del bestämmer hastigheten, och diagrammet har också $G/Y$ avsatt längs *x*-axeln. Om vi nu söker ut den vingbelastning $(G/Y)$ modellen har och går lodrätt upp, så finner vi tre kurvor, av vilka vi nu endast låtsas om den mittre. Vid skärningen med denna går vi vågrätt ut åt vänster och avläser vårt värde på flyghastigheten *v* på den lodräta axeln. Värre är det inte. Vi kom emel-

lertid överens om att hastigheten också i viss mån minskade om vi ökade profiltjocklek och välvning. Detta får vi ut i diagrammet genom att för en tjockare eller mera välvd profil välja den nedre kurvan, varvid vårt $v$-värde på axeln t. v. tydligen blir lägre. Avgörande för vilken kurva vi skall välja är just summan av förut behandlade profildata $d$ och $f$ (tjocklek och välvning i procent av vingkordan). Låt oss anta att vi har en S 2-modell med vingprofilen 64009, vikten 400 g och vingytan 26 dm². Vi får då

$$G/Y = \frac{400}{26} = 15{,}4 \text{ g/dm}^2.$$

64009 har ju $d = 9$ % och $f = 6$ %. Vilken kurva vi skall välja bestäms av hur stort $d + f$ är, och i detta fall får vi $9 + 6 = 15$. Det blir alltså den undre kurvan. Vi söker upp 15,4 g/dm² på $x$-axeln, går lodrätt upp till den undre kurvan och avläser till vänster $v = 4{,}6$ m/sek, vilket är den sökta flyghastigheten. Om vi söker flyghastigheten för en modell, vars profil vi ännu ej valt (beräkning av $Re$-tal), går vi till den mittre kurvan. Om nu profilen efter beräkning av $Re$-talet får ett annat $d + f$-värde än 12, gör vi om avläsningen efter det nya $d + f$-värdet, varvid $Re$-talet kan ändras så mycket att en ny profil måste uppsökas (»passning»).

Skall vi vara riktigt noga finns det en faktor till som inverkar märkbart på flyghastigheten, och det är om segelmodellen har bärande stabilisator eller ej. En bärande stabilisator hjälper nämligen vingen att bära modellens tyngd, om än i mycket liten grad (en vanlig bärande stabilisator har endast 1/7—1/20 av vingens bärkraft). De uppgjorda kurvorna avser en »medelstabilisator» som lyfter så mycket, att modellens $TP$ (tyngdpunkt) ligger på 1/2 vingkorda framifrån. För en kraftigt bärande stabilisator ($TP$ på 2/3 av kordan framifrån) görs ett *avdrag av 3 %* från det $v$-värde kurvan ger, och för en icke bärande stabilisator ($TP$ på 1/3 av kordan framifrån) görs ett *tillägg av 3 %*. Skillnaden blir dock så liten i förhållande till den säkerhet kurvan ger, att denna senare korrektion inte nödvändigt behöver utföras.

Vi skall nu se problemet ur »formelsynpunkt». Om vi i stället för $A$ i (8) sätter in lyftkraftsformeln (3) får vi

$$c_a \cdot Y \frac{\varrho \cdot v^2}{2} = G \text{ ---------- (10)}$$

Vi antar först att vi känner ett visst modellplans hastighet (vikten $G$ och vingytan $Y$ är ju lätta att mäta, och $\varrho = \frac{1}{8}$), och kan då därav räkna ut lyftkraftskoefficienten. Den kan vara av värde vid jämförelser i polarkurvor, beräkningar o. s. v. (vi skall längre fram se, att den s. k. nedsvepningen bakom vingen kan beräknas bättre med tillhjälp av $c_a$). Vi får lösa $c_a$ ur (10) d. v. s.

$$c_a = \frac{G \cdot 2}{Y \cdot \frac{1}{8} \cdot v^2}$$

eller efter »hyfsning» av uttrycket



$$c_a = \frac{G}{Y} \cdot \frac{16}{v^2}$$

Exempel: En modell har $G = 150$ g $= 0{,}15$ kg, $Y = 15$ dm² $= 0{,}15$ m², $v = 5$ m/sek. (S 1-modell):

$$c_a = \frac{0{,}15}{0{,}15} \cdot \frac{16}{5 \cdot 5} = 0{,}64$$

När man konstruerar ett modellplan, är det bra att ha tillgång till bl. a. $c_a$-kurva för profilen. Man kan nämligen med kännedom om $c_a$ som förut nämnts räkna ut $v$. ($G$ och $Y$ måste först beräknas för planet.) Detta sker genom att lösa $v$ ur (10):

$$v = \sqrt{\frac{G}{Y} \cdot \frac{16}{c_a}} \text{ ---------- (11)}$$

Om $c_a$ tas ur ett diagram för oändlig spännvidd, måste de däremot svarande $c_w$- och $\alpha$-värdena omräknas enligt formlerna (5) och (6) i kap. 4 b.

Obs. $v$ kan fås direkt ur fig. 36, churu formel (11) ger ett teoretiskt riktigare resultat. För stabilisatorn görs korrektion enligt fig. 36.

Av (11) framgår att $v$ är beroende av $\sqrt{\frac{G}{Y}}$, d. v. s. kvadratroten ur vingbelastningen. Det betyder, att om $\frac{G}{Y}$ fördubblas, blir $v$ ungefär 1,4 ggr större.

Vi ser också av (11), att $v$ på samma sätt är beroende av $\sqrt{\frac{1}{c_a}}$ vilket betyder, att om $c_a$ nedbringas till hälften, så blir $v$ 1,4 ggr större. Mot en viss flygvikt (vingbelastning) och ett visst $c_a$-värde svarar alltid en viss hastighet, oberoende av motståndet. Ökas motståndet i detta fall, ändras i stället glidtalet, som blir sämre (brantare glidbana).

Det är av största vikt att veta följande:

1) *Flyghastigheten ökar, om* $\frac{G}{Y}$ *ökas*, och tvärtom. Ökas $\frac{G}{Y}$ med 10 %, så ökar $v$ med c:a 5 %, d. v. s. $v$ ökar c:a hälften så mycket som $\frac{G}{Y}$
2) Glidhastigheten är oberoende av motståndet (eg. motståndskoefficienten). Skulle man öka detta så bromsas farten upp, men planet sänker nosen för att kunna hålla den ursprungliga farten. *Glidtalet blir alltså sämre, då motståndet ökas*, men $v$ ändras ej.
3) *Glidtalet är oberoende av* $\frac{G}{Y}$, som endast bestämmer hastigheten.

## c) *BERÄKNING AV GLIDTAL*

Vi läste i kap. 3 c om hur glidtalet beräknas, men det gällde då det »ideella bärplanets» glidtal, varvid vi bortsåg från det inducerade motståndet hos vingen (som avhandlats i kap. 4) såväl som flygkroppens och styrverkets motstånd, det s. k. skadliga motståndet. Det motstånd vi räknade med var vingens direkta mot-

stånd, som främst beror på profilens form och därför kallas profilmotståndet. Då vi sade, att glidtalet

$$\varepsilon = \frac{c_a}{c_w}$$

avsågs med $c_w$ blott koefficienten för profilmotståndet.

När vi emellertid skall räkna med glidtalet för ett verkligt modellplan måste vi till profilmotståndet (som ofta indiceras $\infty$ vilket betyder »oändlig spännvidd», vid vilken inget inducerat motstånd förekommer) lägga både inducerade och skadliga motståndet, varigenom glidtalet blir betydligt sämre. Härtill fordras tyvärr något större matematiska kunskaper än vad modellflygaren i allmänhet besitter, men huvudsaken är ju att var och en förstår den ovan angivna principen för beräkningen, så att han inser betydelsen av att hålla inducerade och skadliga motstånden nere vid ett minimum. Det viktiga är nämligen inte att kunna beräkna *hur stort* glidtal ett modellplan får, utan att kunna *ge* det ett gott sådant. Som ledning kan emellertid nämnas, att på en ordinär segelmodell utgör profilmotståndet c:a 45 % av totalmotståndet, medan inducerade och skadliga motstånden utgör omkring 40 resp. 15 %. På de 1954 lanserade smala $S_{int}$-vingarna minskar inducerade motståndet avsevärt (nedåt 30 %).

Nu skall vi alltså gå in för att beräkna den kompletta modellens glidtal. För detta ändamål måste vi emellertid ha tillgång till $c_a$- och $c_w$-diagram för den använda vingprofilen vid det aktuella *Re*-talet.
Till $c_w$ i formel (4)

$$\varepsilon = \frac{c_a}{c_w}$$

måste då läggas först och främst $c_{wi}$. Det *inducerade motståndets* koefficient har vi redan lärt oss att beräkna i kap. 4 b, formel (5), och vi gör nu en $c_{wi}$ beräkning för det $c_a$-värde och det sidoförhållande vår modell har, och som adderas till $c_w$. Återstår sedan endast att beräkna det *skadliga motståndet,* varvid vi börjar med stabilisatorn.

Vi observerar då genast, att denna ofta är bärande och således ger ett lyftkraftstillskott till vingen, som kan beräknas genom lyftkraftsformeln, om vi vet $c_a$-värdet. Detta är emellertid alldeles onödigt med den noggrannhetsgrad vi kan prestera, utan vi beräknar med ett överslag stabilisatorkraften till 6 % (0,06) av vingens lyftkraft om modellens *TP* ligger på mitten av vingkordan, och till 12 % (0,12) om modellens *TP* ligger på 2/3 av vingkordan framifrån.*) Med dessa värden ökar vi alltså vingens $c_a$, så att det blir 1,06 resp. 1.12 ggr större med bärande stabilisator.

Stabilisatorns motstånd eller rättare sagt hur stor procentuell del det är av vingens motstånd kan vi beräkna genom att i ett $c_w$- eller polardiagram för stabilisatorprofilen ta $c_w$-värdet, sätta upp motståndet efter motståndsformeln och dividera det med vingens motstånd. Då dynamiska trycket i dessa bägge formler

*) Häri inräknas då stabilisatorns $c_a$-förlust genom spetsöverströmningen.



emellertid är lika, får vi efter förkortning kvar stabilisatormotståndet = $\frac{c_w \text{ stab}}{c_w \text{ vinge}} \cdot \frac{Y \text{ stab}}{Y \text{ vinge}}$ av vingmotståndet. Att få rätt $c_w$-värde för stabilisatorn är en kinkig sak. Nu är emellertid de vanliga stabilisatorprofilernas $c_w$-värde ungefär 2/3 av vingens $c_w$-värde. På motsvarande sätt sätter vi in ytornas förhållande, som varierar mellan $\frac{1}{3}$ och $\frac{1}{6}$, och vi har fått fram hur stor del av vingens profilmotstånd stabilisatorns motstånd utgör.

Slutligen har vi att beräkna skadliga motståndet av flygkroppen, vari vi inräknar fenan, och därmed är vi inne på ett område som vi alls inte behärskar, då vi inte har några motståndskoefficienter att tillgå. Emellertid utgör flygkropp och fena tillhopa en så liten del av vingmotståndet, att ett fel spelar föga roll. Vi kan räkna med att *flygkropp och fena på en normal segelmodell utgör 0,10 av vingens profilmotstånd.* För sämre formade kroppar eller större kroppar med särskilt stor yta räknas 0,15.

Vi skall räkna ett exempel. En $S_{int}$-modell har enligt polardiagram $c_a$-värdet 0,73 och $c_w$-värdet 0,024 vid 6° anfallsvinkel och *Re*-talet 62.000. (Vingens glidtal vid oändlig spännvidd är således $\varepsilon = \frac{0{,}73}{0{,}024} = 30{,}4$). Vi beräknar först *inducerade motståndet* enligt (5)

$$c_{wi} \infty \frac{1}{3} \cdot c_a^2 \cdot \frac{t_m}{b},$$

varvid vi genom insättning av vårt $c_a$-värde och sidoförhållande som är $\frac{t_m}{b} = \frac{1}{8{,}2}$, får

$$c_{wi} \infty \frac{1}{3} \cdot 0{,}73 \cdot 0{,}73 \cdot \frac{1}{8{,}2} \infty 0{,}022$$

som alltså skall *adderas till vingens* $c_w$.

*Stabilisatorn är bärande* och modellens *TP* ligger på 55 % av kordan, varför $c_a$-värdet för vingen räknas 1,06 ggr större, d. v. s. 1,06 · 0,73 = 0,77.

*Stabilisatorns motståndskoefficient* räknas ju som 2/3 av vingens, och ytförhållandet stabilisator—vinge är $\frac{1}{4{,}3}$. Vi får då stabilisatorns motstånd till $\frac{2}{3} \cdot \frac{1}{4{,}3}$ = 0,16 av vingens, d. v. s. 0,16 · 0,024 = 0,004. *Adderas till vingens* $c_w$.

*Flygkroppen* har relativt tjock sektion (efter den nordiska regeln) men är väl formad, varför dess motstånd antas vara 0,12 av vingens profilmotstånd, alltså 0,12 · 0,024 = 0,003, vilket *adderas till vingens* $c_w$.

Ovan uträknade ökningar av $c_a$ och $c_w$ i glidtalet sätts in:

$$\varepsilon = \frac{0.77}{0{,}024 + 0{,}022 + 0{,}004 + 0{,}003} = \frac{0{,}77}{0{,}053} = 14{,}5$$

Vår $S_{int}$-modell har således glidtalet 14,5, vilket får anses som gott ehuru visst inte svåruppnåeligt.

### d) *BERÄKNING AV SJUNKHASTIGHET*

Lägsta sjunkhastighet jämte största startsäkerhet är huvudmålet med en tidsflygande konstruktion, då flygtiden är direkt beroende därav. Man bör observera, att bästa möjliga glidtal inte svarar mot lägsta sjunkhastighet utan mot längsta möjliga flygsträcka från en viss utgångshöjd. För att uppnå lägsta sjunkhastighet ökar man anfallsvinkeln från värdet för bästa glidtal med c:a 2°, varigenom modellen visserligen får något sämre glidtal men i gengäld lägre hastighet. Detta behandlas närmare i kap. 8 c.

Det är mycket lätt att beräkna sjunkhastigheten $v_s$ då man har värdena på flyghastigheten $v$ och glidtalet $\varepsilon$, ty genom att vända på formeln (9) får vi

$$v_s = \frac{v}{\varepsilon}$$

Exempel: En mindre segelmodell har $\varepsilon = 13$ (det gäller givetvis hela modellens glidtal) och $v = 4{,}5$ m/sek. Hur stor är dess sjunkhastighet? Det är bara att »stoppa in» värdena på $v$ och $\varepsilon$ i formeln varvid vi får

$$v_s = \frac{v}{\varepsilon} = \frac{4{,}5}{13} = 0{,}35 \text{ m/sek.}$$

### e) *BERÄKNING AV FLYGTID*

Man siktar vid konstruerandet av ett modellplan mot vissa prestanda, som man vill göra så goda som möjligt. Prestandauppgifterna tjänar också som viktigaste jämförelsegrund mellan olika typer, varvid dock måste beaktas att det sätt, varpå en modell byggts, klätts och trimmats jämte ägarens erfarenhet av själva flygningen har en avgörande betydelse. Två modellplan av samma typ kan således ha olika prestanda. Man får i vilket fall som helst ta hänsyn till de byggtekniska faktorerna vid såväl beräkning som konstruktion.

Den viktigaste prestationsuppgiften är ju i allmänhet flygtiden. Denna sammansätts av flera faktorer, vilka för en segelmodell i första hand är starthöjd och sjunkhastighet (tiden räknas från losskopplingen efter starten till landningen). Det är av största betydelse, att enhetliga jämförelsetal för olika typers prestanda kommer till användning. »Startsäkerheten» *(ss)* anger därför ungefärlig genomsnittshöjd i % av max. tillåten linlängd. Härvid tas alltså hänsyn både till hur högt upp planet kommer vid rak start och möjligheten till snedstart. *ss* blir med 100 m lina lika med medelhöjden.

Svårigheter uppstår dock för att få en enhetlig beräkningsgrund för startsäkerheten. Följande borde kunna godtas som sådan: Starthöjden med max. tillåten linlängd (varvid den senare anges inom parentes) uppmäts för 3 olika flygdagar med vardera 3 flygningar i följd (ev. felstarter skall inräknas). Medelhöjden dividerad med linlängden × 100 anger *ss* i %. Höjdmätningen kan tillgå så, att en man mäter sidavvikningen, en planets »eftersläpning» och en linans bakåtbuktning. Ur dessa värden kan starthöjden $H$ lätt mätas upp på ett papper.



Sambandet mellan starthöjd *(H)*, flygtid *(T)* och sjunkhastighet *(v)* är enligt den kända formeln
vägen = hastigheten × tiden:

$$H = v_s \cdot T$$

Vill man ha reda på sjunkhastigheten, då $H$ och $T$ är kända, så får man den genom att dividera båda leden med $T$:

$$v_s = \frac{H}{T}$$

Flygtiden blir på motsvarande sätt:

$$T = \frac{H}{v_s} \qquad \text{(12)}$$

Exempel: En segelmodell dras vid provflygning upp till 35 m höjd och har en glidtid av 70 sek. Sjunkhastigheten blir då

$$v_s = \frac{35}{70} = 0{,}5 \text{ m/sek.}$$

Om en segelmodell har $ss = 65$ % och $v = 0{,}35$ m/sek, hur lång blir genomsnittliga flygtiden med 100 m lina?

I detta fall är $H = ss = 65$ m, d. v. s. $T = \frac{65}{0{,}35} = 186$ sek. = 3 min. 6 sek. i genomsnitt.

# Kap. 7. Bärplansprofiler

## a) *PROFILFORMENS INVERKAN PÅ FLYGEGENSKAPERNA*

Vi såg redan i kap. 3 vilken avgörande betydelse vingprofilen har för ett flygplans prestationsförmåga, och skall nu närmare studera de olika formfaktorernas eller profildatas inverkan.

*Kordan* är en linje från profilens framkant till bakkant, d. v. s. kordan går genom noscirkeln. Se fig. 37. Betecknas $t$.

Profilens *välvning* är profilmittlinjens (skelettlinjens) max. välvningshöjd över kordan i procent av denna. Välvningen betecknas $f$ (fig. 37). Ju högre välvningen är, desta sämre blir vanligen $\varepsilon$ (glidtalet) och desto större blir $c_a$ och i ännu högre grad $c_w$. $f$ är vanligen 3—8 % av $t$.

*Välvningens läge* är avståndet från framkanten till max. välvningshöjden i procent av kordan. Betecknas $x$. Långt framskjuten välvning (litet $x$) ger vanligen högt $\alpha$-max, d. v. s. ett bärplan med en sådan profil överstegras (sjunker igenom) först vid hög anfallsvinkel. Samtidigt ökar $Re_{krit}$ genom att översidan får brantare lutning. $x$ är vanligen 25—40 % (av $t$).

*Profilens tjocklek* anger största avståndet från övre till undre konturen i procent av kordan och betecknas $d$. Ju större tjocklek desto större $c_a$. $\alpha_{max}$ på modeller blir låg med stor tjocklek (profilen överstegras fort). Stor tjocklek är också förenad med högt $Re_{krit}$. $d$ är vanligen 6—10 % (av $t$).

*Nosradien* är radien i den i profilnosen inskrivna cirkeln i procent av kordan och tecknas $r$. $r$ inverkar på $Re_{krit}$ så, att ett litet $r$ (spetsig profil) sänker $Re_{krit}$ kraftigt men även $c_a$ i viss mån. $r$ är vanligen 0—1 % av $t$.

*Nostangentens vinkel* $\delta$ (uttalas »delta») kan många gånger ge en ledning vid uppskattning av lämpligt $Re$-talsområde. Den har ungefär samma inverkan som $r$, d. v. s. en stor tangentvinkel (t. ex. 60°) anger en trubbig profil med högt $Re_{krit}$, vilken inte lämpar sig för mindre modeller med lägre vingbelastning. Ett stort $\delta$ anger också en profil med mycket buktig nosöversida, d. v. s. med nosvälvning, hög lyftkraft och överstegringsvinkel.

$d + f$ är en *lyftkraftsfaktor* som förf. kommit fram till såsom en ungefärlig

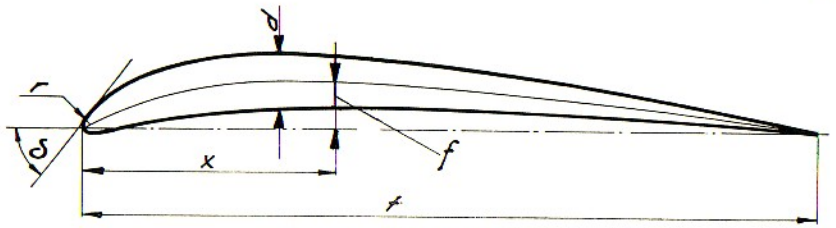



Fig. 37. *Profilbeteckningar.*



jämförelse mellan olika profilers $c_a$ vid bästa anfallsvinkel. Ju högre värdet av $d + f$ (tjocklek + välvning) är, desto högre $c_a$ har profilen *vid det Re-talsområde den avses för*. $d + f$-värdet är dock endast ett ungefärligt relationstal. Högt $d + f$-värde behöver ej betyda låg sjunkhastighet, då i stället glidtalet kan vara sämre (vanligen vid hög välvning) och profilen ofta får högt $Re_{krit}$. Flyghastighetsdiagrammet i fig. 35 baseras bl. a. på lyftkraftsfaktorn, varvid den undre kurvan avser lyftkraftsfaktorn 16, den mittre 12 och den övre 8, som således ger betydligt högre hastighet.

För att klarlägga de viktigaste skillnaderna mellan en plan och en välvd profil av ringa tjocklek samt en tjock profil visas nedan bästa glidtal, överstegringsvinkel och $c_a$ vid bästa glidtal för olika $Re$-tal, gällande de två första och den sista profilen i följande profilserie. Det är dessa profiler, plan platta och N 60, för vilka vi visat $c_a$-, $c_w$- och polardiagram.

Lägg märke till, att egenskaperna för de tunna »plan platta» och 417 a knappast varierar med $Re$, och att N 60 inte är användbar vid $Re$ = 80.000 d. v. s. till en normal $S_{int}$-modell ($\alpha_{max}$ går då ned till omkring 4°). Den välvda 417 a har 3 ggr bättre glidtal än plan platta, men betydligt lägre $\alpha_{max}$.

Obs. Hela modellens glidtal blir blott ∼ 50 % av profilens glidtal beroende på inducerat och skadligt motstånd.

| Profil | Bästa glidtal $\varepsilon$ | | | | Överstegringsvinkel $\alpha_{max}$ | | | | $c_a$ vid bästa $\varepsilon$ | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | $Re$ = 40.000 | 80.000 | 130.000 | 170.000 | $Re$ = 40.000 | 80.000 | 130.000 | 170.000 | $Re$ = 40.000 | 80.000 | 130.000 | 170.000 |
| Plan platta | 10 | 10 | 11 | 11 | öv. 20° | ö. 20° | öv. 20° | öv. 20° | 0.35 | 0.40 | 0.45 | 0.50 |
| Gö 417 a | 32 | 36 | 39 | 42 | 8° | 8° | 8° | 8° | 0.90 | 0.90 | 0.90 | 0.90 |
| N 60 | 5.5 | 29 | 40 | 48 | 18° | ∼ 4° | ∼ 7° | ∼ 8° | 0.35 | 0.90 | 1.0 | 1.0 |

## b) *PROFILSERIE*

Följande profilserie är baserad på det reynoldska talet. Sedan vi nu satt oss in i dettas avgörande betydelse, förstår vi att profiler som är lämpade för de olika $Re$-områdena är förutsättningen för tekniskt fullgoda modeller.

S I-seriens profiler karakteriseras i allmänhet av måttlig tjocklek och välvning men markant nosvälvning, vilket ger den särskilt högt $\alpha_{max}$ och $\varepsilon$.

Profilerna har betecknats så, att först kommer två initialbokstäver, angivande profilens ursprung. Därefter kommer en sifferföljd, som har följande betydelse:

Första siffran anger välvningen i % av kordan ($f$). Andra och tredje siffrorna anger avståndet framifrån till max. välvningens läge i % av kordan ($x$). Fjärde och femte siffrorna anger tjockleken i % av kordan ($d$).

Exempel: S I 63008 har $f$ = 6 %, $x$ = 30 % och $d$ = 8 %.

För de symmetriska profilerna blir den första siffran (välvningen) = 0. $x$ (välvningens läge) finns ju ej heller varför de två följande siffrorna i stället får betyda läget av $d$ (tjocklekens läge).

Exempel: S I 03010 har $f$ = 0 % (symmetrisk), läget $x$ = 30 % och $d$ = 10 %.

Procentvärdena är som synes endast uttryckta i tiondels procents noggrannhet och med relativt stora mellanrum i $x$-led, men detta är avsiktligt gjort därför, att det gott och väl motsvarar den noggrannhet, med vilken spryglarna och klädseln kan utföras på en modell. S I-modellerna är beräknade för plan bakkant av 6 % bredd. Flygprov inomhus har visat att en måttligt välvd och tjock profil med relativt långt framskjuten välvning av typen SI 63008 är vida överlägsen de utpräglat välvda och tunna profilerna. Obs. Glöm ej möjligheten av turbulenstråd. Se kap. 5 c.

Till S I-profilerna, plan platta, 417 a och N 60 har fogats en typisk representant för de finska modellprofilerna av år 1945, NBW 152 B. Samtliga profiler har »inlänkats» i S I-serien efter sina data och *Re*-områden.

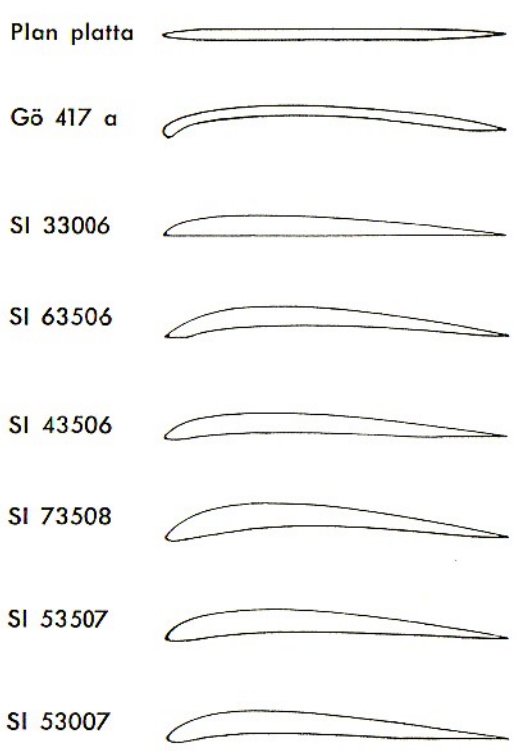
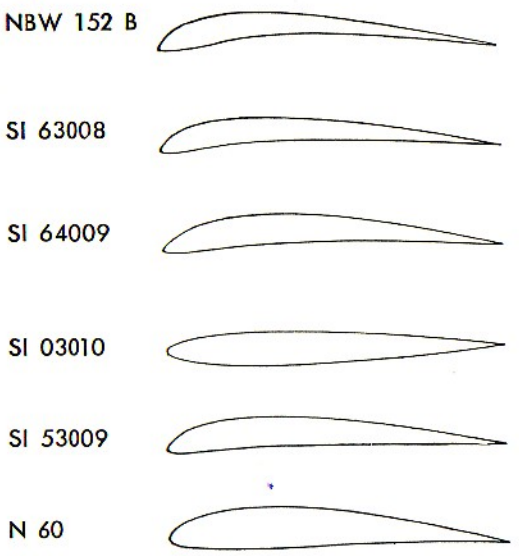



Fig. 38 a



Fig. 38 b




**Några profiler för exemplifiering av texten**

| Lämplig för *Re*-tal(×1000) | Profilnamn | Lyftkrafts-faktor $d + f$ | Användning (V=vinge, S=stab) |
|---|---|---|---|
| Under 40 | Plan platta (00003) | (3) | *S* |
| | GÖ 417 a (64003) | 9 | *S, V* |
| 20—40 | S I 33006 | 9 | *S* |
| | S I 63506 | 12 | *S, V* |
| 30—50 | S I 43506 | 10 | *V, S* |
| | S I 73508 | 15 | *V* |
| 40—80 | S I 53507 (f. d. 63008) | 12 | *V* |
| | S I 53007 | 12 | *S, V* |
| | NBW 152 B (84008) | 16 | *V, S* |
| 50—120 | S I 63008 (f. d. 6300811) | 14 | *V* |
| | S I 64009 | 15 | *V, S* |
| Över 80 | S I 03010 | (10) | *S* |
| | S I 53009 (f. d. 63010) | 14 | *V* |
| Över 120 | N 60 (44012) | 16 | *V* |

### c) *VAL OCH UPPRITNING AV VINGPROFIL*

Vi har nu kommit så långt med aerodynamiken, att vi bör förstå vingprofilens utformning och verkningssätt. Vi kan då direkt bestämma lämpliga profiler för en viss modell.

Det är det reynoldska talet, som först och främst bör avgöra profilens utseende. För att få flyghastigheten för den modell vi beräknar, måste vi känna dess vingbelastning, som är mest avgörande för farten. Man har då att dividera den beräknade flygvikten $G$ i gram med vingytan $Y$ i dm², vilket således ger vingbelastningen $= \frac{G}{Y}$ i g/dm. En modell väger t. ex. 150 g och har en vingyta av 15 dm². Då blir $\frac{G}{Y} = \frac{150}{15} = 10$ g/dm². Kan man inte i förväg uppskatta flygvikten genom jämförelse med andra, liknande typer, kan tabellen i kap. 10 över spec. vikt användas.

Med kännedom om vingbelastningen går vi in i diagrammet i fig. 35 och får ungefärliga flyghastigheten på den mittre kurvan. Vingkordan resp. styrverkskordan $t$ måste vi också ha bestämt oss för. Är kordan olika stor på olika punkter av spännvidden bör profilen varieras härefter. Reynolds tal är ju enligt (7)

$$Re = v \cdot t \cdot 7$$

vari vi sätter in våra värden på $v$ och $t$.

Vi har nu att ur serien välja en profil för vingen, som är avsedd för ovan uträknade *Re*-tal. Man kan ju också rita en profil själv eller ta en annan, men man bör då se till, att dess data ungefär motsvarar SI-profilerna, så att den verkligen kommer att flyga säkert överkritiskt. Man får räkna ut profilens data och »länka in» den i SI-serien, vilket kräver full förståelse för varje profildatas inverkan på *Re*-talet. Om nu vår profil har t. ex. högre värde av $d + f$ än 12 som vi ju antog för diagrammet i fig. 35, går vi in där ännu en gång, nu på den undre kurvan, varvid vi får en lägre hastighet. Räkna ut *Re* med denna fart. Skulle det falla under det område för vilket den valda profilen avses, måste en ny profil för lägre *Re* väljas.

För fenan gäller samma sak liksom för stabilisatorn, men denna erbjuder ett större problem. Här gäller frågan bl. a. också symmetrisk eller bärande profil. Se vidare därom i kap. 8.

Tabellen på följande sida innehåller s. k. procentvärden för profilens uppritande, d. v. s. siffrorna mitt för *»yö»* och *»yu»* anger övre resp. undre profilkonturens lodräta avstånd från kordan i % av densamma. Och var på kordan skall dessa lodräta avstånd utsättas? Jo, på 2,5, 5, 10 % o. s. v. av kordans längd framifrån, vilket står angivet lodrätt över resp. procentvärden, det s. s. $x$-värdet.

Om vi nu skall rita t. ex. en SI 63008 med $t = 100$ mm, så är saken mycket enkel, ty procenttalen kommer då att direkt betyda antalet mm (de uttrycker ju antalet hundradelar, d. v. s. procent). Är kordan 150 mm, får vi först multiplicera alla procentvärden för profilen med $\frac{150}{100} = 1{,}5$. Vi får alltså för $x = 2{,}5$ %, d. v. s. $1{,}5 \cdot 2{,}5 = 3{,}8$ mm framifrån, ett *yö* $= 1{,}5 \cdot 3{,}5 = 5{,}3$ mm över kordan



och ett *yu* $= 1{,}5 \cdot (-0{,}5) = -0{,}8$ mm, varvid minustecknet anger avstånd *under* kordan. För en profil med $t = 8$ cm $= 80$ cm får vi multiplicera alla procenttal med $\frac{80}{100} = 0{,}8$ o. s. v. Samma gäller givetvis också nosradien, som är uttryckt i % av kordan. I senare fallet skall nosspetsens kontur alltså utgöras av en del av en cirkel med radien $r = 0{,}8 \times 0{,}5 = 0{,}4$ mm.

## Procentvärden för SI-seriens profiler

$x$ = % av kordan $t$ framifrån.
*yö* = höjd över kordan i % av denna för profilens översida.
*yu* = „ „ „ „ „ „ „ „ „ undersida.
Minustecken anger punkt *under* kordan.
$r$ = radien hos den i nosen inskrivna cirkeln i % av kordan.
$\delta$ = tangentvinkeln för nosöversidan.

| Profil | $x =$ | 0 | 2,5 | 5 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 90 | 100 | $r$ | $\delta°$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Plan platta | *yö* | 0 | 0,7 | 1,0 | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 1,5 | 1,3 | 0,8 | 0 | 0,5 | 10 |
| | *yu* | | | | | Lika med *yö* med omvänt tecken | | | | | | | | | | |
| Gö 417 a | *yö* | 1,5 | 3,7 | 4,7 | 6,3 | 7,8 | 8,7 | 8,8 | 8,5 | 7,9 | 6,9 | 5,7 | 4,3 | 1,5 | 1,5 | 20 |
| | *yu* | 1,5 | 0,5 | 1,6 | 3,3 | 4,9 | 5,7 | 5,9 | 5,6 | 5,0 | 4,0 | 2,8 | 1,3 | 1,5 | | |
| SI 33006 | *yö* | 0 | 2,3 | 3,5 | 4,9 | 5,8 | 6,0 | 5,7 | 5,3 | 4,7 | 3,8 | 2,9 | 1,6 | 0 | 0 | 45 |
| | *yu* | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | | |
| SI 63506 | *yö* | 0 | 1,8 | 3,3 | 6,0 | 8,2 | 8,9 | 8,6 | 8,2 | 7,3 | 6,0 | 4,4 | 2,5 | 0,5 | 0 | 35 |
| | *yu* | 0 | 0 | 0 | 1,0 | 2,3 | 3,0 | 3,2 | 3,2 | 2,9 | 2,4 | 1,4 | 0,5 | 0 | | |
| SI 43506 | *yö* | 0 | 2,6 | 4,0 | 5,4 | 6,8 | 7,3 | 7,2 | 6,6 | 5,7 | 4,5 | 3,2 | 1,8 | 0,4 | 0,4 | 50 |
| | *yu* | 0 | −0,3 | −0,2 | 0,2 | 0,9 | 1,4 | 1,5 | 1,4 | 0,9 | 0,4 | 0,1 | 0 | 0 | | |
| SI 73508 | *yö* | 0 | 3,0 | 5,0 | 7,6 | 9,9 | 10,3 | 10,0 | 9,2 | 8,0 | 6,5 | 4,6 | 2,7 | 0,4 | 0,4 | 50 |
| | *yu* | 0 | −0,4 | −0,4 | 0,4 | 2,0 | 3,0 | 3,5 | 3,4 | 3,0 | 2,3 | 1,4 | 0,4 | 0 | | |
| SI 53507 | *yö* | 0 | 3,0 | 4,6 | 6,7 | 8,3 | 8,7 | 8,4 | 7,6 | 6,6 | 5,3 | 3,7 | 2,0 | 0,3 | 0,5 | 55 |
| | *yu* | 0 | −0,5 | −0,4 | 0 | 1,2 | 1,6 | 1,8 | 1,8 | 1,5 | 1,2 | 0,6 | 0,1 | 0 | | |
| SI 53007 | *yö* | 0 | 3,0 | 4,6 | 6,6 | 8,2 | 8,4 | 8,0 | 7,2 | 6,0 | 4,7 | 3,3 | 1,8 | 0,3 | 0,4 | 50 |
| | *yu* | 0 | −0,6 | −0,4 | 0,2 | 1,2 | 1,5 | 1,6 | 1,2 | 0,6 | 0,2 | 0 | 0 | 0 | | |
| NBW152B | *yö* | 0,7 | 4,3 | 6,0 | 8,5 | 10,9 | 11,2 | 10,6 | 9,4 | 7,9 | 6,3 | 4,3 | 2,3 | 0,3 | 0,4 | 55 |
| | *yu* | 0,7 | 0,1 | 0,2 | 0,8 | 2,8 | 3,9 | 4,5 | 4,3 | 3,9 | 3,2 | 2,1 | 1,1 | 0 | | |
| SI 63008 | *yö* | 0 | 3,5 | 5,3 | 7,4 | 9,4 | 9,5 | 9,3 | 8,5 | 7,4 | 5,9 | 4,3 | 2,4 | 0,2 | 0,5 | 55 |
| | *yu* | 0 | −0,5 | −0,4 | 0,3 | 1,6 | 2,4 | 2,6 | 2,4 | 2,2 | 1,9 | 1,3 | 0,6 | 0 | | |
| SI 64009 | *yö* | 0 | 2,6 | 4,6 | 7,0 | 9,6 | 10,5 | 10,5 | 9,7 | 8,3 | 6,7 | 4,8 | 2,7 | 0,2 | 0,3 | 50 |
| | *yu* | 0 | −0,5 | −0,6 | −0,3 | 0,6 | 1,3 | 1,8 | 2,0 | 2,0 | 1,8 | 1,3 | 0,6 | 0 | | |
| SI 03010 | *yö* | 0 | 1,5 | 2,5 | 3,6 | 4,8 | 5,0 | 4,9 | 4,5 | 4,0 | 3,5 | 2,8 | 1,5 | 0 | 0,5 | 30 |
| | *yu* | | | | | Lika med *yö* med omvänt tecken | | | | | | | | | | |
| SI 53009 | *yö* | 0 | 3,4 | 5,1 | 7,3 | 9,0 | 9,6 | 9,2 | 8,5 | 7,2 | 5,8 | 4,1 | 2,2 | 0,2 | 0,8 | 55 |
| | *yu* | 0 | −0,6 | −0,8 | −0,6 | 0,1 | 0,6 | 0,7 | 0,7 | 0,6 | 0,3 | 0,2 | 0,1 | 0 | | |
| N 60 | *yö* | 3,4 | 6,8 | 8,2 | 10,1 | 12,0 | 12,4 | 12,0 | 11,1 | 9,6 | 7,7 | 5,5 | 3,0 | 0,4 | 1,4 | 50 |
| | *yu* | 3,4 | 1,5 | 1,0 | 0,4 | 0 | 0 | 0,2 | 0,5 | 0,7 | 0,8 | 0,6 | 0,4 | 0 | | |
| STARK | *yö* | 0 | 3,1 | 4,8 | 6,9 | 8,6 | 8,9 | 8,4 | 7,5 | 6,3 | 4,9 | 3,3 | 1,7 | 0,2 | | |
| | *yu* | 0 | −0,5 | −0,5 | −0,3 | 0,6 | 1,1 | 1,3 | 1,2 | 1,0 | 0,6 | 0,2 | −0,1 | −0,2 | | |

De erhållna punkterna sammanbinds med en linje, som bör dras efter mall. Hur noga man än sätter punkterna, brukar konturen mitt igenom dem få någon liten puckel. Det gäller då att dra den slutliga konturen i punkternas över- eller underkant, så att linjen blir mjukt böjd och får avsedd form. Nospartiet är avgörande för profilens egenskaper, varför man måste vara särskilt noga med detta. Noscirkeln uppritas på kordans framkant innan konturen dras, och konturlinjerna skall övergå mjukt i cirkelns främre del. Se på de tidigare visade profilerna.

# Kap. 8. Höjdstabilitet

## a) *HUR STABILISERINGEN VERKAR*

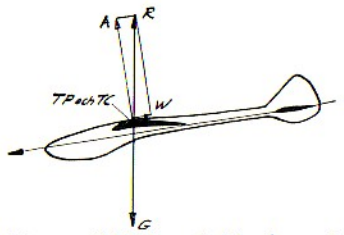
När vi förut talat om vingen och dess glidflykt, har vi antagit att den glidit stabilt framåt i den avsedda glidvinkeln. För att detta i verkligheten skall bli fallet, måste planet ha stabiliserande organ, som håller det stabilt kring dess olika vridnings- eller stabilitetsaxlar. Dessa är: längdaxeln (längs flygkroppen), tväraxeln (tvärs över längdaxeln, d. v. s. längs spännvidden) och normalaxeln (vinkelrätt mot de övriga, d. v. s. vertikalt, därför även kallad vertikalaxeln). Höjdstabiliteten kommer således att räknas kring tväraxeln.

Vi tänker oss först ett modellflygplan med en stabilisator som inte lyfter, d. v. s. i allmänhet med symmetrisk profil. För att jämvikt skall råda, måste då planets tyngdpunkt (betecknas *TP)* ligga på samma punkt som lyftkraftsresultanten *R* eller lyftkraften *A*. Läget av *R* kallas *tryckcentrum,* d. v. s. det är centrum för upptrycket (betecknas *TC).* Se fig. 39. Om nu planet får en impuls, som t. ex. ökar anfallsvinkeln något (ett vindkast e. d.), får även vingen större anfallsvinkel. Härvid flyttas luftkraftsresultanten framåt genom att tryck- och sugkrafterna på profilen förläggs allt längre fram, ju högre anfallsvinkeln blir. *TP*-läget är emellertid oförändrat och *R* kommer således att lyfta nosen, då den verkar framför tyngdkraften *G,* vilket ni förstår genom att studera fig. 39. Vi får ett moment, som vill stegra planet ännu mer. Skulle flygplanet inte ha något motverkande moment, så skulle det stegras allt kraftigare för att helt slå runt bakåt (looping). När modellens och vingens anfallsvinkel ökades, skedde emellertid samma sak med stabilisatorn. Denna började lyfta precis som vingen, d. v. s. fick en luftkraftsresultant (lyftkraft) och höjde stjärten (= sänkte planets $\alpha$) till normalläge igen, se fig. 40. Om planet i stället sänkt nosen vid störningen, hade stabilisatorn »lyft» nedåt och ökat $\alpha$.

Den lyftkraft, som stabilisatorn behöver åstadkomma för att få samma moment som vingen, är relativt liten. Stabilisatorn har nämligen längre »momentarm» kring *TP* än vingen. Ett moment är en kraft gånger en hävarm. Se fig. 41, som föreställer användning av spett för att lyfta en sten, vilket sker efter samma prin-



Fig. 39




*Krafterna vid jämn glidflykt och icke bärande stabilisator.*

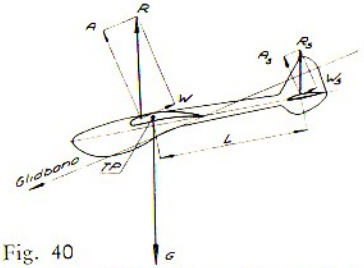



Fig. 40

*Planets stabilitet har rubbats. Då anfallsvinkeln ökas, vandrar vingens lyftkraft framåt och vill höja nosen ännu mer. Samtidigt börjar emellertid stabilisatorn lyfta och återför planet i glidläge.*

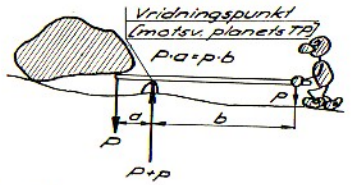



Fig. 41

*Hävarmslagen. "Mannen" t. h. trycker stången nedåt med liten kraft men förmår övervinna stenens stora kraft genom sin längre hävarm.*

cip, den s. k. hävarmsprincipen. Stenens och den lille mannens moment måste vara lika stora (jämvikt), men mannen behöver blott femtedelen så stor kraft, enär hans momentarm (hävarm) till vridningspunkten är fem ggr större än stenens. Jfr fig. 40, där *TP* är »vridningspunkten». *R* motsvarar stenens tryckkraft *P* och $R_s$ (stabilisatorns lyftkraftsresultant) mannens tryckkraft *p*.

Om nu den störande impulsen är kraftig, kan planet inte räta ut och gå i jämn flykt*) med en gång utan går i hackflykt, d. v. s. stegras och förlorar fart, dyker och tar fart, får för hög fart och stegras, varvid farten blir för låg igen o. s. v. Denna hackflykt utjämnas dock på några få perioder, om det gäller en tillräckligt stabil modell. Är längdstabiliteten för liten eller om planet råkat i *överstegring* (s. k. stall, engelskt ord som utläses »stål»), händer det att planet aldrig lyckas ta sig ur hackflykten. Överstegring (stall) inträffar, då anfallsvinkeln blir större än $\alpha_{max}$, som vi ju förut berört och kallat överstegringsvinkeln, och där luftströmmen släpper profilen (avlöses) och lyftkraften plötsligt sjunker. Råkar planet in i stall, övergår den mjuka sänkningen av nosen till hastig doppning, varvid dykvinkeln blir mycket brant och upprätningen alltför snabb; planet råkar ånyo i stall o. s. v.

———————

*) Resonemanget gäller givetvis både glidflykt och propellerflykt.

Om nu det stabiliserande momentet från stabilisatorn (betecknas $M_s$) är tillräckligt stort, behöver planet sällan komma i stall och går lätt ur. $M_s$ är ju, som förut antytts, produkten av stabilisatorns lyftkraft $A_s$ (eg. $R_s$ vilket ju är ungefär samma sak) och dess momentarm $l$ (= avståndet från stabilisatorns tryckcentrum, som ligger från 1/3 · $t$ framifrån till planets $TP$), d. v. s.

$$M_s = A_s \cdot l \quad \text{— — — — — — — — —} \quad (13)$$

$A_s$, stabilisatorns lyftkraft, beror ju på dess yta och lyftkraftskoefficient, varför vi ser, att stabiliseringsmomentet är proportionellt mot stabilisatorns yta, $c_a$ och momentarm $l$, vilket vi nedan visar.

$A_s$ stabilisatorns lyftkraft, beräknas på precis samma sätt, som för en vinge enligt (3)

$$A_s = c_a \cdot Y_s \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2}$$

vari således $c_a$ är stabilisatorns lyftkraftskoefficient, $Y_s$ dess yta och $v$ är flyghastigheten (samma som för vingen). $\varrho$ är ju ungefär 1/8 vid låga flyghöjder.

Om vi sätter in högra ledet i stället för $A_s$ i (13), får vi det fullständiga uttrycket på stabiliseringsmomentet:

$$M_s = c_a \cdot Y_s \cdot \frac{\varrho \cdot v^2}{2} \cdot l$$

Häri är dynamiska trycket $\left(\frac{\varrho v^2}{2}\right)$ bestämt av flygplanets fart och motsvaras av vingens stegrande moment, varför det är utan intresse. Kvar står således, att

$$M_s = k \cdot c_a \cdot Y_s \cdot l \quad \text{— — — — — — — —} \quad (14)$$

där $k$ uttrycker, att $M_s$ är proportionellt mot $c_a$, $Y_s$ och $l$.

Ovan har visats, att stabiliseringsförmågan bl. a. beror på hur snabbt stabilisatorns $c_a$ ökar vid tilltagande anfallsvinkel. Om $c_a$ växer snabbt med $\alpha$ så betyder det att $c_a$-kurvan har stor lutning. Profilen N 60 t. ex. i fig. 17 har avsevärt brantare $c_a$-kurva än plan platta i fig. 14. M. a. o.: *Modellens stabilitet är proportionell mot stabilisatorns yta och momentarm samt $c_a$-kurvans branthet.*)*

Det gäller alltså att ge stabilisatorn stor yta och momentarm, och en profil med brant $c_a$-kurva. Ytan begränsas dock av förhållandet, att stabilisatorn utövar »skadligt motstånd», d. v. s. minskar glidtalet, såvida den inte är bärande. För mindre modeller brukar man ha stabilisatorytan

$$Y_s = 1/3 \text{ à } 1/4 \cdot Y$$

medan de större lämpligen ges

$$Y_s = 1/4 \text{ à } 1/5 \cdot Y.$$

Bärande stabilisator ges alltid den större ytan, då den inte längre utövar skadligt motstånd utan bidrar till lyftkraften.

En viktig faktor är också värdet av stabilisatorprofilens $\alpha_{max}$. Detta måste ligga över vingens, emedan annars stabilisatorn vid överstegring förlorar lyft-

*) Stabiliteten beror också något på vingprofilens »momentkoefficient», varvid stor välvning ger sämre stabilitet.



kraften före vingen, sjunker igenom och åstadkommer stall, vilket modellplanet aldrig går ur. Detta beror på ovannämnda förhållande.

Det inducerade motståndet (spetsutjämningen) för stabilisatorn blir också mycket stort vid höga anfallsvinklar (stabilisatorn har relativt dåligt sidoförhållande), varför $c_a$ sjunker avsevärt och $c_a$-kurvan för stabilisatorn blir flackare (sämre). Dubbelfenor arrangerade som ändskivor på stabilisatorn ökar därför stabiliteten märkbart.

Slutligen kan vi konstatera, att framför allt $\alpha_{max}$ är mycket beroende av Reynoldska talet, varför profilen måste väljas med största hänsyn till $Re$-talet. $Re_{krit}$ skall vara lägre än för vingens profil, då stabilisatorns $Re$ blir lägre (mindre korda). Beräkning enligt kap. 7 c.

Sammanfattar vi alla dessa krav på stabilisatorn, så får vi den bästa vägledningen för profilval och övrig utformning:

1) brant $c_a$-kurva för profilen
2) högt $\alpha_{max}$
3) lågt $Re_{krit}$
4) ändskivor i form av dubbelfenor eller väl avvägt sidoförhållande. Med dubbelfenor bör $\frac{t_m}{b}$ vara c:a 1:4; utan sådana 1:4 à 1:5, det senare för de största modellerna.

*Den bästa profilen ur dessa synpunkter är utan tvekan en osymmetrisk av typ S I 53007, för större modeller.* Den måste alltid vara markerat tunnare och gärna mer framkantvälvd än vingprofilen (litet $d$ och $x$). Tar man också hänsyn till svårigheten att beräkna och framför allt trimma en modell med osymmetrisk stabilisatorprofil, kommer man till följande slutsatser:

1) en mindre säker konstruktör bör använda en plan eller annan tunn, symmetrisk profil,
2) man *kan* vinna en del med osymmetrisk profil, men man kan också förlora i säkerhet. En osymmetrisk profil skall därför väljas med omsorg.
3) om punkt 2) inte beaktas, riskerar man bland annat att $c_a$-värdet vid en tillfällig dykning ökar på grund av ökat $Re$-tal, varigenom stjärten höjs och dykningen ökar i stället för att minska. Många modeller har krossats mot marken efter en sådan dykning. Även tillfällig »tryckning» med ökad flyg- och sjunkhastighet förekommer.

Den som förstår denna framställning av aerodynamiken och har erfarenhet kan emellertid alltid lugnt göra en bärande stabilisator.

Den i kap. 5 c omtalade *turbulenstråden* kan med stor fördel användas på stabilisatorn, varigenom en relativt tjock profil med goda egenskaper vid höga $Re$-tal kan utnyttjas. *Turbulenstråden har vid prov visat sig öka längdstabiliteten märkbart, då den anbragts på stabilisatorn.* Dennas $\alpha_{max}$ kan nämligen höjas genom att stabilisatorn får överkritisk (turbulent) strömning även vid höga anfallsvinklar. Härigenom lyfter stabilisatorn långt sedan vingen sjunkit igenom och omöjliggör stall.

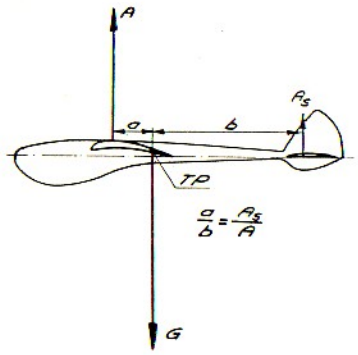



Fig. 42

*Hävstångslagen tillämpad på modellflygplan med bärande stabilisator.*

## b) *BERÄKNING AV TRYCKCENTRUM OCH TYNGDPUNKT*

Med en icke bärande stabilisator (med symmetrisk profil), skall som redan nämnts *TC* och *TP* sammanfalla i längdled. *TC* (tryckcentrum) ligger i allmänhet på 1/3 av vingkordan framifrån räknat, och där skall således även *TP* ligga. Fig. 39. Om vi nu ger stabilisatorn en osymmetrisk profil, exempelvis S I 33006, och ökar dess vinkel på 0-linjen med 1° à 2° (anfallsvinkelskillnaden $\alpha_s$ minskas till 2° à 1°), så kan vi tänka oss att modellen flyger med bibehållet $\alpha$ för vingen. Emellertid lyfter då stabilisatorn upp stjärten, varför *TP* måste flyttas bakåt, så att inte modellen dyker. Hur skall då *TP* ligga i förhållande till vingens och stabilisatorns tryckcentra (även stabilisatorn har ju ett *TC* liksom vingen ungefär på 1/3 av kordan framifrån)? *Vanligen förlägges TP med bärande stabilisator till 1/2—2/3 av vingkordan framifrån.*

Vill vi göra en riktig beräkning, så är den ganska lätt avklarad till sin princip, då vi minns hävstångslagen i fig. 41. Titta på fig. 42, som visar en modell med bärande stabilisator. Tyngden *G* (som är lika med summan av vingens och stabilisatorns lyftkrafter) ligger på ett sådant avstånd från centrum för vingens lyftkraft, att förhållandet $\frac{a}{b}$ blir lika stort som $\frac{A_s}{A}$ (se fig. 42). Förhållandet $\frac{A_s}{A}$ (stabilisatorns lyftkraft dividerad med vingens) är samma sak som förhållandet $\frac{c_{as} \cdot Y_s}{c_a \cdot Y}$, d. v. s. stabilisatorns $c_a$ ggr dess yta dividerad med vingens $c_a$ ggr dess yta.*) Deras lyftkrafter är ju proportionella mot deras resp. $c_a$ och ytor! Om man således kan få reda på vingens och stabilisatorns $c_a$-värden ur $c_a$-diagram (tryckutjämningen kan här försummas då den vanligen blir proportionellt lika stor för

———————

*) Dynamiska trycket $\frac{\varrho v^2}{2}$ är samma för vinge och stabilisator och inverkar inte.



bägge), så kan man ju lätt mäta upp ytorna och *beräkna lyftkraftsförhållandet stabilisator—vinge*. Lägg sedan *TP* så, att

$$a = b \cdot \frac{c_{as} \cdot Y_s}{c_a \cdot Y} \quad \text{———————— (15)}$$

Men hur skall vi kunna beräkna vikten för vår modell så att vi kan vara säkra på att få *TP någorlunda* rätt? Ja, den saken faller utanför praktisk aerodynamik, men så mycket kan sägas, som att *TP*-läget blott med stor osäkerhet kan räknas ut, då en modell konstrueras. Det bästa är att studera andra, liknande modeller. Vi har emellertid på en segelmodell avvägningsanordning i nosen och på gummimotormodeller kan vanligen vingen flyttas i längdled.

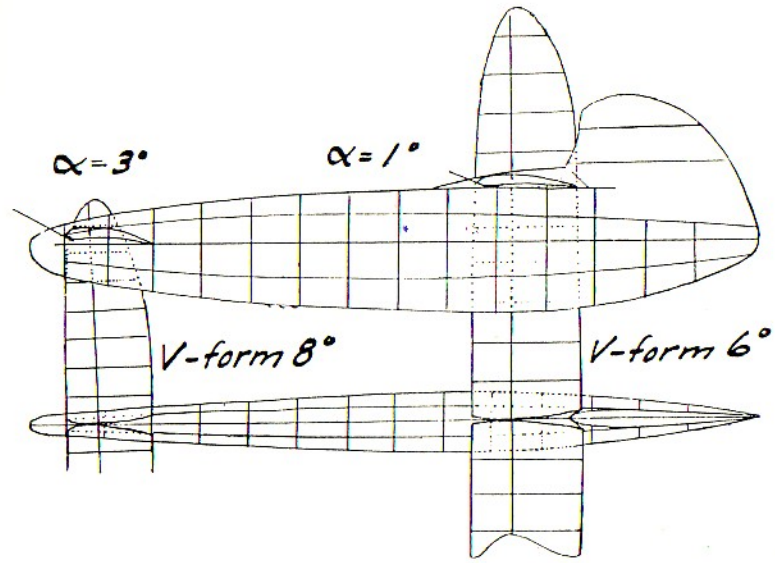


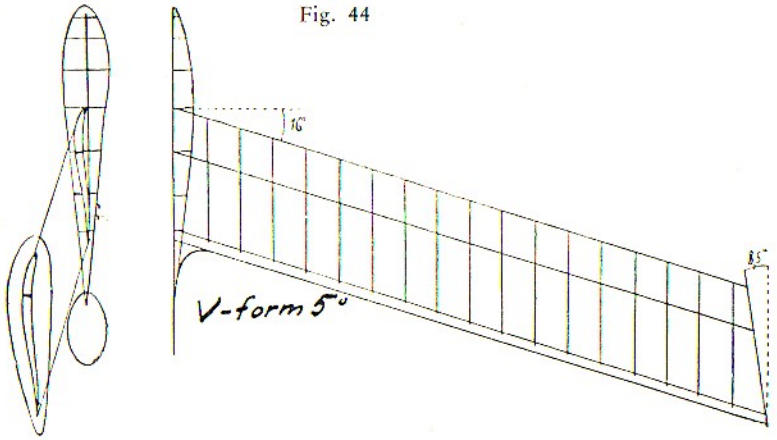

Fig. 43

*S. k. anka, som flyger med höjdstyrverket först. Detta är bärande och har högre än vingen samt ett lägre $\alpha_{max}$. Modellens data är : b = 83 cm (vinge) 45 cm (stab.), L = 73 cm, G/Y = 16 g/dm². Typen kräver en erfaren konstruktör.*

Vi skall nu nämna några specialtyper av flygplan, som längdstabiliseras på annat sätt.

*Tandemflygplan*, som har två vingar i tandem i stället för vinge och stabilisator, är att betrakta som en normaltyp med förstorad, bärande stabilisator. Den har *TP* mellan vingarna. *Anktypen* har stabilisatorn (bärande) främst och vingen baktill med *TP* någonstans emellan, nära vingen. Den stabiliseras enligt den principen, att stabilisatorns $c_a$-kurva har mindre lutning och lägre $\alpha_{max}$ än vingens. Se fig. 43.

Fig. 44




*Flygande vinge med utpräglad pilform, som bör kombineras med stark skränkning. Obs. vingprofilen, som genom sin uppböjda bakdel blir nästan tryckcentrumfast (och får sämre glidtal).*

*Flygande vingen* slutligen, den intressantaste och mest framtidsbetonade specialtypen, stabiliseras i längdled därigenom att *TC* (tryckcentrum) är mer eller mindre fast, d. v. s. *TC* vandrar inte framåt vid ökad $\alpha$ som på vanliga vingar, utan medelprofilen är vad man säger tryckpunktfast. Fig. 44.

I allmänhet har flygande vingar markant pilform, d. v. s. tillbakadragna spetsar, varvid de bakre delarna av vingen lyfter mindre eller inte alls vid normal anfallsvinkel. Vid t. ex. stegring får de bakåtdragna spetsarna anfallsvinkel, lyfter och återför planet i normalläge. Detta förhållande kan även med fördel utnyttjas på den vanliga modelltypen, som härigenom även får högre tvärstabilitet. Modellplan har med framgång utformats som flygande vingar, speciellt i Tyskland (»Nurflügel»), men vinsten i skadligt motstånd är i allmänhet inte så betydelsefull som för stora flygplan, där det gäller hög fart.

### c) *BERÄKNING AV ANFALLSVINKLAR*

Då SI-profilerna lika litet som andra profiler blivit undersökta i vindtunnel för modellplanens små *Re*-tal, finns det inga polarkurvor e. d. att tillgå för att bestämma bästa anfallsvinklar. En jämförelse mellan kurvor för andra profiler jämte praktiska försök ger till resultat, att *en anfallsvinkel av omkring* + 6° *är lämpligast* för profilerna i SI-serien såväl som för andra liknande (överkritiskt flygande) vingprofiler.*) Denna vinkel är något högre än för bästa glidtal, då man vanligen avser längsta flygtid (lägsta sjunkhastighet) som man får vid något högre $\alpha$ och lägre fart än för bästa glidtal. Anfallsvinkeln räknas från profilens tangentkorda, som tangerar undersidan för konkava profiler och går genom nos och bakkant för konvexa.

*) Det inducerade motståndet har en viss inverkan, som dock är medräknad.



Ett mycket viktigt förhållande är inverkan av luftens nedsvepning bakom vingen. Vi måste nödvändigtvis beakta detta. För att en vinge skall lyfta uppåt, måste den pressa luften nedåt. Luftströmmen kommer alltså att avvika nedåt, då den passerar vingen (egentligen är det ju vingen, som passerar luftmassorna, men det spelar ju ingen roll, vilken av »parterna» som rör sig, bara det sker med samma relativa hastighet, d. v. s. i förhållande till varandra). Luftströmmen återgår givetvis bakom vingen så småningom till sin ursprungliga riktning. Se fig. 45.

Emellertid kommer nu stabilisatorn, om vi ej förutsett nedsvepningens inverkan, att träffas av luftströmmen snett uppifrån. Den får alltså negativ anfallsvinkel och trycks nedåt tills den kommit i den nedsvepta strömmens riktning, d. v. s. hela flygplanet sänker stjärten, så att det flyger med en viss anfallsvinkel. Vi tänker oss först en symmetrisk profil, vilket är enklast. Se fig. 46. Denna »tilläggsanfallsvinkel» betecknar vi $\Delta\ \alpha$ (»deltaalfa» = ökning i $\alpha$) och den ökar tydligen vingens ursprungligen tänkta anfallsvinkel. Vi låter $\alpha$ beteckna anfallsvinkelskillnaden vinge—stabilisator.

*Vingen får således genom nedsvepningen en verklig anfallsvinkel mot luftströmmen,* som är (se fig. 47).

$$\alpha = \alpha_s + \Delta\alpha \qquad \text{— — — — — — — — — (16)}$$

*Vinkelskillnaden mellan vinge och stabilisator skall tydligen inte vara* $\sim 6°$, *som ju skall bli vingens verkliga anfallsvinkel mot luftströmmen, utan* $\sim 6° - \Delta\alpha°$. (Stabilisatorn flyger ju redan den med en lutning av $\Delta\alpha°$ mot flygriktningen, varför vingen inte kan ha ytterligare 6° i förhållande till stabilisatorn utan blott $6 - \Delta\alpha°$).

Man kan beräkna $\Delta\alpha$ enligt

$$\Delta\alpha \sim 40 \cdot c_a \cdot \frac{t_m}{b} \qquad \text{— — — — — — — (17)}$$

$c_a$ kan bestämmas ur polar- eller $c_a$-diagram, men man kan också för vanliga modeller sätta $c_a \sim 0{,}7$.

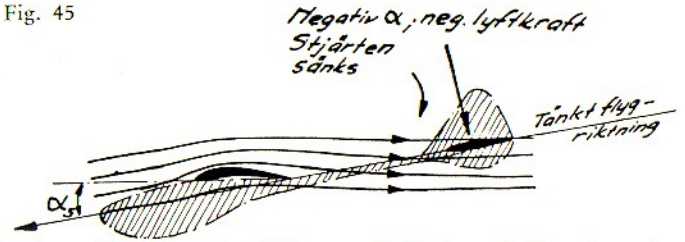
Ett medelvärde är $\Delta\alpha \sim 3°$.

*Man bör således för tidsflygande modeller, som det i allmänhet är fråga om, med symmetrisk stabilisator göra anfallsvinkelskillnaden mellan vinge och stabilisator* $\alpha_s \sim 3°$, *varvid verkliga anfallsvinkeln blir* $\sim 6°$. Om $\Delta\alpha$ uträknas enligt (17) fås ett riktigare värde. *Gäller det bärande (osymmetrisk) stabilisatorprofil skall denna ha en positiv vinkel av* 0—2°, *varigenom* $\alpha_s$ *reduceras till* 3° *à* 1°. En mycket tunn och välvd profil av typen 417 a (64003) och SI 63506 fordrar högre anfallsvinkelskillnad, ibland upp till 4—5°.

Helt givet skall man inte limma fast vingen med denna vinkel utan prova större och mindre värden, ty dels är de angivna vinklarna medeltal för olika modelltyper, profiler o. s. v., och dels kan man aldrig bygga exakt efter beräkningarna.

Nu kvarstår blott ett problem: Hur skall vingkordan luta för att ha en viss anfallsvinkel? 3°, som ovan angivits, motsvarar en lutning av 1:19, d. v. s. är vingkordan t. ex. 160 mm, skall tangentkordan (som tangerar vingundersidan) vid

Fig. 45




*Om flygplanet skulle flyga i stabilisatorns O-riktning, skulle nedsvepningen bakom vingen sänka stjärten.*

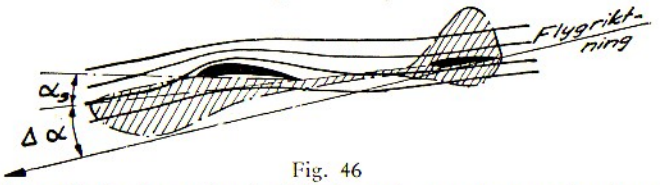



Fig. 46

*Planet intar därför detta läge i glidflykten, d. v. s. kropp och vinge får $\Delta\alpha°$ högre anfallsvinkel ($\Delta\alpha$ = nedsvepningsvinkeln).*

Fig. 47

*Vi sänker alltså redan på ritningen kroppens vinkel $\Delta\alpha°$ från den vinkel stabilisatorn avses flyga i, och beräknar anfallsvinkelskillnaden vinge—stabilisator ($\alpha_s$) så, att $\alpha_s + \Delta\alpha$ blir den anfallsvinkel vingen bör ha i glidflykten.*

vingframkanten höjas $\frac{160}{19}$ = 8,4 mm. Motsvarande lutningsförhållande för olika vinklar:

| En vinkel av | motsv. en lutning av | En vinkel av | motsv. en lutning av |
|---|---|---|---|
| 1° | 1:57 | 5° | 1:11,6 |
| 2° | 1:29 | 6° | 1:9,5 |
| 3° | 1:19 | 7° | 1:8,1 |
| 4° | 1:14,3 | 8° | 1:7,1 |

När man konstruerar en modell, skall man enligt vad som ovan sagts utgå från flygkroppens O-linje (en tänkt axel, vanligen från nos till bakspets), efter vilken kroppen har minsta motståndet (kroppens $\alpha$ = 0°). Se fig. 47. *Stabilisatorn skall då ha vinkeln $\Delta\alpha°$ på O-linjen och vingen vinkeln $\alpha$.* Kroppen kommer då verkligen att flyga i flygriktningen (= O-riktningen) i stället för att stå med vinkeln $\Delta\alpha$ mot luftströmmen, som den skulle göra, om stabilisatorn låge parallellt med O-linjen, som i fig. 46. En bärande stabilisator skall då ha vinkeln $\Delta\alpha$ + 0 à 2 grader (d. v. s. ∾ 3° à 5°) på O-linjen och vingen ∾ 6° på O-linjen.



# Kap. 9. Kurs- och tvärstabilitet

## a) *LATERALPLAN OCH KURSSTABILITET*

Kursstabiliteten räknas kring flygplanets normalaxel, som går lodrätt genom *TP* då planet ligger horisontellt. Bestämmande för kursstabiliteten är planets fena (sidstyrverk) och sidoprojektionen av kroppen, som också har sin andel i sidstyrningen. Hela modellens sidoprojektion (modellen sedd från sidan) benämns *lateralplanet.* Av betydelse för segelmodellen är *lateralcentrum,* varmed menas lateralplanets »tyngdpunkt» eller centrum för motståndet i sidled, vilket förklaras sålunda.

Om vi för fram vårt modellplan rakt i sidled, så att luften träffar lateralplanet rakt från sidan, och därvid skjuter på just i lateralcentrum, så balanserar modellen (lateralplanet) kring denna punkt, om vi bortser från tyngdens inverkan. D. v. s. att varken nos eller stjärt vrids bakåt. Om vi tänker oss modellens tyngdpunkt förlagd just i lateralcentrum skulle planet, om det släpptes med ena vingspetsen rakt nedåt, falla så utan att sänka nos eller stjärt. Se fig. 48. I verkligheten måste alltid tyngdpunkten *(TP)* ligga framför lateralcentrum *(LC),* för att planet skall vara stabilt, och tyngden drar därför ned nosen (lateralplanets luftmotstånd mot fallet verkar uppåt från *LC,* medan tyngden verkar nedåt från *TP* framför *LC.* Se fig. 49. Det gäller att avväga avståndet *TP—LC* på bästa sätt.

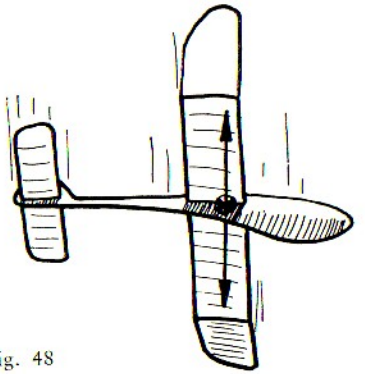
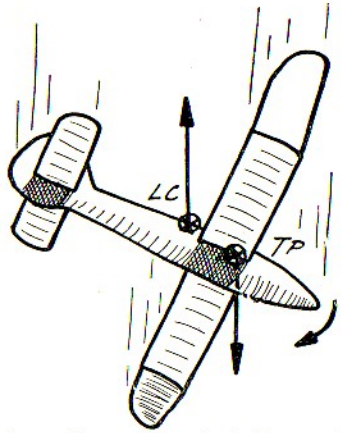


Fig. 48

*Om lateralcentrum och TP skulle sammanfalla, skulle modellen inte sänka nosen vid sidokaning. Men den skulle vrida sig hur som helst i glidflykten.*

Att lateralcentrum kan sägas vara tyngdpunkten för lateralplanet (ej att förväxla med modellens tyngdpunkt) beror på följande. Vi klipper ur jämntjock papp ut en segelmodells lateralplan, d. v. s. det plan som begränsas av modellens konturer från sidan sett (även den genom V-formen uppkommande sidoprojektionen av vingen, som i likhet med ev. dubbelfenor fördubblas genom dubbelt lager papp med något lim emellan), och uppsöker denna pappbits *TP* genom att hålla biten vertikalt och sticka in en nål på olika ställen, tills lateralplanet kan rotera jämnt kring nålen. Fig. 48. Detta är då lateralcentrum. Och varför?

Jo, *LC* skall ju vara den punkt, kring vilken lateralplanet enligt föregående balanserar vid anblåsning från sidan. Då en jämn luftström träffar lateralplanet,




*Då LC ligger långt bak blir modellen också ostabil genom att gå ur kurs vid sidokaning.* Fig. 49

Fig. 50

*Nålen sitter här i LC, då det i papp urklippta lateralplanet kring den balanserar stabilt.*

blir ju dess tryck däremot lika stort på alla lateralplanets olika småytor eller ytenheter. Varje sådan ytenhets tryck (motstånd) verkar ju som en kraft, som vill vrida lateralplanet, den åstadkommer ett vridmoment = kraften × hävarmen till lateralplanets vridningspunkt. Nu hade vi valt denna vridningspunkt så, att lateralplanet balanserar kring den, d. v. s. alla ytenheternas vridande moment motväger varandra.

När vi nu klippt ut vårt lateralplan ur en jämntjock pappskiva och håller denna i vertikalplanet rörlig kring en nål, kommer tyngden av alla ytenheterna att motsvara lufttrycket på dem, då tyngden för alla lika stora ytor är lika för den jämntjocka pappen! Ytenheterna får i förhållande till varandra lika stort vridmoment kring vridningspunkten, antingen det är tyngden eller luftkraften som åstadkommer det. M. a. o. lateralcentrum och lateralytans tyngdpunkt är samma sak.

I praktiken ger oss också detta förhållande vår enda möjlighet att enkelt bestämma läget av *LC* på en viss modell. Man bör då göra pappbiten i sådan skala, att den blir 10—20 cm lång och får inte förbise, att vingen har två halvor, som liksom dubbelfenor skall motsvaras av dubblering av pappen. Resultatet måste jämföras med andra modeller och ev. korrigeras.

Lateralcentrums läge har stor betydelse för ett modellplans kursstabilitet. Om en modell lutar starkt på högervingen, så börjar den »kana» nedåt höger, emedan tyngden anbragt i *TP* drar den nedåt, och vingen »skär» åt höger. Härvid bromsar hela sidprojektionen eller lateralplanet mot sidovinden, och verkningspunkten för denna bromskraft vid sidokaning är lateralcentrum. Om nu tyngden drar nedåt i *TP* och lateralplanet bromsar i *LC* bakom *TP* förstår vi, att planet dop-



par nosen nedåt höger, d. v. s. svänger ur kursen. Om *LC* vore beläget ännu längre bak, skulle det kursavvikande momentet bli ännu större. *Kursstabiliteten är alltså större ju mindre avståndet TP—LC är.* Detta gäller vid lutning kring längdaxeln.

Om emellertid planet ligger rätt på vingen och kursen ändras genom t. ex. olika motstånd hos vinghalvorna (vridning kring normalaxeln) spelar läget av *LC* knappast någon roll. Här blir kursstabiliteten störst, om fenan är så stor eller ligger så långt bak som möjligt och likadant om främre delen av lateralplanet är så stor eller ligger så långt fram som möjligt. Vi kallar produkten av en lateralplansyta och dess tyngdpunkts avstånd till planets *TP* för *lateralplansmoment* (betecknas *LM*), och menar därmed i modellflygtekniken summan av det bakom *TP* belägna lateralplanets moment kring *TP* och detsamma för lateralplanet framför *TP*. *En kursändring, förorsakad av vridning kring normalaxeln motverkas bättre ju större lateralplansmomentet är.* Upprätningen sker dock bättre ju större *LC—TP* är. F. ö. måste tilläggas, att såväl dessa teorier som deras praktiska utnyttjande ännu ej är fullt utvecklade.

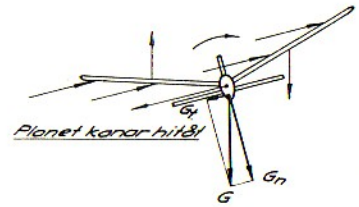
## b) *V-FORM OCH TVÄRSTABILITET*

Tvärstabiliteten verkar kring den sista av de tre stabilitetsaxlarna, nämligen längdaxeln, och strävar att hålla flygplanet »rätt på vingarna». Detta åstadkommes med vingens V- eller U-form (framifrån sett har en vinge vanligen denna form). Man förklarade förr verkan härav sålunda, att om planet doppar höger vingspets, blir horisontella projektionen av höger vinge större än projektionen av vänster vinge. Följden skulle bli större lyftkraft på höger än vänster vinge, varför planet skulle räta upp sig igen. Detta är direkt fel, ty lyftkraften blir enligt detta resonemang oförändrad på bägge vinghalvorna. Att vänster vingspets pekar uppåt ändrar inte dess vridande moment kring *TP*.

Den verkliga kraften uppstår därigenom, att ett flygplan vid tvärlutning kanar åt den doppade vingspetsens håll. Härvid kommer vingen att förutom av luftströmmen framifrån även träffas av en från sidan. Denna »sidvind» träffar alltså den lägre vingspetsen och blåser mot mitten och ut mot den höga spetsen. Om vi bara studerar denna sidoströmning inser vi, att den låga vinghalvan får en positiv »anfallsvinkel» mot strömmen och den höga halvan en negativ, varvid vi betraktat den låga spetsen som »vingframkant» och vingmitten som »bakkant» för den lägre vinghalvan. Se fig. 51. Vi får då en extra lyftkraft på den lägre vinghalvan och en negativ (nedåtriktad) lyftkraft på den högre, och detta ger ett upprätande moment.

Fig. 51

*Vid kaning åt vänster (modellplanet sett bakifrån) får vänster vinge högre lyftkraft och höger mindre genom V-formen. Planet rätar upp igen.*



*Ju större V-formen är, desto större blir tvärstabiliteten.* En överdrift ger emellertid till resultat en sådan överstabilitet, att modellen pendlar eller »jazzar», vilket alltså beror på för hög U-form (eller för liten fenyta). Om vi tänker oss de upprättande krafterna i fig. 51 verkande längre ut, så blir deras moment kring *TP* större (alla rörelser sker kring *TP*, d. v. s. alla tre stabilitetsaxlarna går genom *TP*). Detta kan åstadkommas därigenom, att V-formen ersätts med U-form (en rak mittsektion och uppåtböjda yttersektioner), då endast yttersektionerna åstadkommer de upprätande krafterna. Om spetsens höjd vid V- och U-form är densamma, blir stabiliteten större med U-formen. Lyftkraftsförlusten genom projektionsminskningen är i förhållande till stabiliseringsmomentet mindre för U-formen. *Denna är därför effektivare än V-formen, speciellt om »knäcken» ligger långt ut.* Fig. 52 visar V- och U-former ordnade ungefär i effektivitetsgrad.

Överdriver man och lägger knäcken för långt ut, kan dock anfallsvinkeln vid kaning överskrida $\alpha_{max}$, och verkan blir motsatt. Vingbelastningen torde härvid spela en viss roll. U-formsvinkeln bör minskas med högre vingbelastning, vilket med ett visst krav på tvärstabilitet är liktydigt med att *knäcken bör förläggas längre in vid högre vingbelastning.*

Om modellen överstegras händer det lätt, att endera av vingens yttre delar överstegras först, d. v. s. förlorar lyftkraften först. Denna vinghalva sjunker då igenom utan att V-formen kan upprätthålla stabiliteten. Vid högstart av segelmodeller är faran härför speciellt stor, då modellen startar med en anfallsvinkel omedelbart under $\alpha_{max}$.

En sådan »nedskärning» har de värsta följder. *Om yttervingarna ges lägre anfallsvinkel än mittpartiet (skränkning) undviker man spetsstall, och detta arrangemang sammanfaller med bästa utformning ur det inducerade motståndets synpunkt.*)*

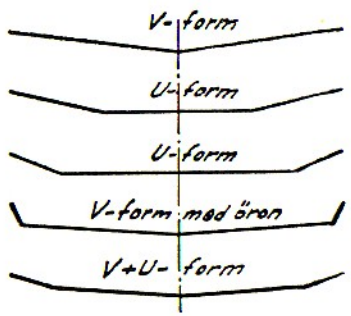



Fig. 52
*Huvudtyper av V-form ordnade efter effektivitetsgrad. V + U-formen kallas ofta polyhedralform.*

Ändskivor kan »skugga» vingen för sidoströmningen vid kaning och sålunda minska tvärstabiliteten. Då tryckskillnaden är avsevärt större mellan luften närmast vingöversidan och den omgivande luften än mellan den senare och undersidan, är ändskivan odiskutabelt mest verksam på översidan. *Man kan ju låta ändskivan gå helt på översidan om vingkordan, då den blir mest effektiv och minst stabilitetsförsämrande. Även en placering bakåt minskar dess skadliga verkan.* Om den lutas i t. ex. 60°, blir den samtidigt effektivt tvärstabiliserande, d. v. s. vi kommer även här fram till det förut omnämnda vingöra.

Slutligen skall visas, att modellens tvärstabilitet beror på hur stor planets vikt är i förhållande till lateralplanets yta. Vi kallar detta förhållande *lateralplansbelastningen* (motsvarar vingbelastningen). Om vi betecknar lateralplansytan $L$ (båda vinghalvornas och de ev. dubbelfenornas och ändskivornas projektioner medräknas) blir

$$\text{lateralplansbelastningen} = \frac{G}{L}$$

Stabiliseringsmomentet i tvärled beror förutom av V-formen helt på kaningshastigheten i sidled vid tvärlutning (enligt föregående), d. v. s. de upprätande krafterna beror på kaningshastigheten. Denna i sin tur uppstår genom tyngdens dragkraft nedåt och motverkas av planets motstånd mot sidoströmningen. Det är lateralplansytan som gör detta motstånd och det är proportionellt mot $L$ vid viss vikt. *Tvärstabiliteten är därför beroende av lateralplansbelastningen. Ju större lateralplansbelastningen är, d. v. s. ju mindre lateralplanet är, desto tvärstabilare kan alltså modellen sägas vara.*

---

*) Under förutsättning att vingen är jämnbred över större delen av spv. En modellvinge bör ur olika synpunkter ha denna form.

# Kap. 10. Material och viktberäkning

## a) *BALSA ELLER FURU?*

Modellflygplan av alla kategorier byggs nästan undantagslöst i trä. Det är egentligen endast i Tyskland, som man i större skala byggt i lättmetall, men dessa konstruktioner är väsentligt mera invecklade och för in modellbygget på ett helt annat plan. Dessutom har lättmetallbygget knappast några större fördelar utan måste betecknas som rent olämpligt på så små konstruktioner som det här är fråga om.

Det kan emellertid vara av intresse att se framåt mot den tänkbara utvecklingen och de material och metoder, den kan ta i sin tjänst. Något som för stora flygplan alltmera kommer till användning är konsthartslimmat flerskiktsfanér, som »bakas» vid högt tryck och hög temperatur till önskad form. För större modeller skulle denna metod mycket väl kunna tänkas, om det gäller standardmodeller av mycket stor upplaga (engångskostnaderna för ugn och formar blir nämligen stora och måste fördelas på många produkter), och om balsa kunde användas som fanér. Bärplanen med sina stora ytor kan dock knappast byggas på detta sätt i skalkonstruktion (d. v. s. en konstruktion där skalet upptar de största påkänningarna), då de bleve väl tunga. Men om man kunde »baka» flygkroppar till entypsmodeller, så skulle man kunna få fram de mest formsköna saker av oanad styrka i förhållande till vikten, och priset behövde ingalunda bli »omöjligt» i stora upplagor.

De träslag som kommit till allmän användning i vårt land är *balsa*, *furu* och *asp*, samt när det gäller *kryssfanér björk*. Furun är vanligast på segelmodeller, där den används till lister, nosblock o. d. Aspen utnyttjas vid maskintillverkning av spryglar därför att den är tätfibrig, har stor sammanhållning mellan fibrerna, är jämnare och härigenom ger spryglar som är starkare mot splittring. Medan furun uteslutande används på segelmodeller, som genom sin avsaknad av gummimotor mycket väl kan tillverkas av detta kraftigare och tyngre material utan att överskrida minimivikten, förekommer balsan på alla typer av modeller. G-modellerna bygger man helt i balsa därför, att de dels måste ges mycket liten konstruktionsvikt för att inte bli för tunga med sin stora gummimängd, och dels därför att G-modellen faktiskt utsätts för väsentligt mindre påfrestningar utifrån än S-modellen, som saknar det skyddande landstället, propellern och den stötmildrande effekt motorn åstadkommer, då den är fjädrande upphängd i kroppen (gummimotorn utgör omkring halva totalvikten).

Nedan finns en tabell som visar specifika vikten för olika materialslag (spec. vikten = vikten per volymsenhet. Brukar anges i g/cm³ [gram per kubikcentimeter]). Samma tabell visar också böjhållfastheten, d. v. s. hur stor böjspänning varje material tål. Vi ser däri, att balsan har en specifik vikt varierande mellan 0,08 och 0,15 för olika hårdhetsgrader, varvid vi endast räknat med den hårdhetsskala som används till modellplansbygge. Motsvarande böjhållfasthet är 100—300 kg/cm². Furun har vid den vanliga fuktighetshalten en specifik vikt som är hela 0,52, d. v. s. 3—7 gånger större än balsans. Men i gengäld är dess hållfasthet som synes 870 kg/cm² eller 3—9 gånger större än balsans hållfasthet. Härav kan vi göra oss en god föreställning om vilket träslag som har den största relativa styrkan, d. v. s. största styrkan i förhållande till vikten. Vi dividerar nämligen böjhållfastheten för resp. träslag med dess spec. vikt och får då ett tal, som är större ju större hållfastheten och ju mindre specifika vikten är. Talet kallar vi relativa hållfastheten, och den blir för furu omkring 1700, medan balsans relativa hållfasthet blir 1300—2000 eller i medeltal ungefär 1600. Vi ser härav att en balsakonstruktion blir ungefär lika stark som en lika tung av furu, vilket alltså gäller vid böjningspåkänningar.

Som jämförelse har i tabellen medtagits träslagen gran (»spruce»), asp och ek, av vilka gran som synes är lättare än furu men också svagare, medan aspen som nämnts är jämn och tätfibrig, d. v. s. särskilt stark tvärs över fibrerna. Eken är hård och oböjlig. Specifika vikten gäller vid 15 % fuktighetshalt.

*Jämförelse mellan balsa och furu m. fl. träslag.*

| Material | Spec. vikt g/cm³ | Hållfasthet (böjning) kg/cm² | Relativ hållfasthet |
|---|---|---|---|
| Furu ..... | 0,52 | 870 | 1700 |
| Balsa ..... | 0,08—0,15 | 100—300 | 1300—2000 |
| | (0,11) | (180) | (1600) |
| Asp ..... | 0,50 | 800 | 1600 |
| Spruce ..... (motsv. gran) | 0,45 | 630 | 1400 |
| Ek ..... | 0,70 | 1000 | — |

Emellertid spelar en mängd andra faktorer in vid val av konstruktionsmaterial. En balsakonstruktion är sprödare än en motsvarande av furu, d. v. s. den tål inte samma påfrestningar i form av slag och häftiga stötar. När det gäller hållfasthet mot knäckning återigen, d. v. s. en påkänning motsvarande den som uppstår, då den trycker ihop en spantlist genom att klämma ihop den övre och den undre longerongen på en fyrkantig modellplanskropp så att spantlisten vill böjas ut och knäckas av på mitten, är balsa betydligt överlägsen, då den ger en tvärsnittsyta på spantet, som är cirka 5 gånger större än för en tung spantlist av furu. Vid knäckpåkänning är nämligen tvärsnittsytan mest betydelsefull. Genom sina större

dimensioner får balsakonstruktionen alltid större styvhet än furukonstruktionen (om den görs lika tung), och detta gör den förra fördelaktig för bärplan, speciellt bakkantslister, som måste hålla sig raka. Balsalisten kan också lättare putsas ned, vilket är av vikt när det gäller bakkantslister, vingspetsar m. m. En annan viktig faktor är den, att små lätta konstruktioner ibland får alltför spinkig och urmakarbetonad konstruktion om de byggs i furu. I balsa får ju konstruktionsdetaljerna med bibehållen vikt gott dubbelt så stora dimensioner (d. v. s. deras tvärsnittsyta blir mer än fyrdubbelt så stor). Men man bör inte glömma att balsan är betydligt dyrare än den svenska furun. Slutligen har balsan den olägenheten, att den är ojämn och opålitlig, och detta gäller i all synnerhet små dimensioner där ojämnheterna vid sågningen ger osäkerhet. Av dessa synpunkter kan vi dra följande slutsatser:

*Balsa* bör användas

1) i mindre (lättare) och mera invecklade konstruktioner (mindre segelmodeller)
2) i detaljer som utsätts för avknäckning (spant, spryglar, högtliggande bärplansbalkar m. m.)
3) i konstruktioner som trots låg vikt skall vara styva (bakkantslister, styrverk, lätta vingkonstruktioner)
4) i detaljer som skall putsas ned mycket (bakkantslister, spetsar m. m.)
5) Praktiskt taget till 100 % i gummimotormodeller

*Furu* (ev. asp. m. fl. liknande hårdträsorter) bör användas

1) i detaljer som utsätts för slag och hårdare stötar (framkantslister och de flesta detaljer på segelmodeller utom bakkantslister, spant och styrverk)
2) i större (tyngre) konstruktioner, där den ger större säkerhet, blir smidigare och framförallt billigare (största segelmodellklassen).

## b) *HJÄLPMATERIAL OCH BEKLÄDNAD*

Medan huvudkonstruktionerna, d. v. s. flygkropp, vinge och styrverk, nästan undantagslöst tillverkas i balsa eller furu, måste man ta metaller till hjälp för en del detaljer såsom landställ, gummikrokar, startkrok, rodergångjärn etc. Det förnämsta materialet härvidlag är *pianotråden*. Vanliga dimensioner är 0,3 mm (startlina), 0,75, 1, 1,25, 1,5 och 2 mm, varvid måttet anger diametern. Pianotråden är synnerligen styv och samtidigt fjädrande, d. v. s. den kan fjädra mycket utan att deformeras.

*Bly* utnyttjas för sin höga spec. vikt till avvägning, varvid lämpligast blyhagel (D = 2—5 mm) används.

*Gummi* är ett till ving- och styrverksfastsättningar och liknande mycket användbart material, vanligen i form av ringar (»snoddar»). Sådana kan lätt klippas av en bit cykelslang.

För beklädnad finns många material. De minsta segelmodellerna kläs ofta med *japanpapper*, som är ett tunt, fibröst papper, framställt av risfibrer. Det är relativt starkt längs fibrerna, men mycket svagt tvärs över dem och krymper kraftigt



av vatten och spännmedel, dock mer tvärs än längs fibrerna. Dessa egenskaper fordrar särskilt beaktande, så att man t. ex. klär en vinge med fibrerna längs spryglarna, annars buktar klädseln genom den starka krympningen mellan fibrerna från fram- till bakkant in sig så kraftigt mellan spryglarna, att vingen helt förlorar sin profil.

Kraftigare och tyngre klädsel har man i *bambupapperet* och *diplompapperet*, av vilka det första spänns kraftigt, gärna får sträv yta och liksom diplompapperet saknar utpräglad fiberriktning. De tre beskrivna beklädnadsmaterialen kan mycket väl ersättas av *kraftpapper*, d. v. s. vanligt brunt omslagspapper i lämplig kvalitet, som liknar diplompapperet.

*Siden*, s. k. japon (uttalas »schappong»), är den förnämsta klädselsorten och kan användas till alla segelmodeller. Tunt siden är nämligen lika lätt som japanpapper men suger åt sig mer impregnering. Siden är betydligt starkare än övriga material och kan i motsats till dem spännas över dubbelkrökta ytor. Det spänns kraftigt av vatten och spännlacker.

För limning används helst *acetonlim* (»seglim», »balsalim»), som är celluloid upplöst i aceton. *Celluloid* kan även användas till förstärkningar m. m. *Kallim* är bra till hårdträ men svårare att få perfekt och vill därför gärna bli sprött (sprickor vid stötar). För balsa bör seglim användas.

Av impregneringsmedel (spännlacker) är *zaponlack* bra. Andra cellulosalacker kan användas, men de vanligen i färghandeln förekommande spänner föga. *Flygplanlack* (tillverkare t. ex. Wedevågs) spänner kraftigt, ofta för mycket, och måste späs ut med förtunning (engelska: thinner). Likadant är det med *kollodium*, som kan krossa balsakonstruktioner genom sin spännkraft men ger en fin yta. *Dope* (uttalas »dop») är vanligen färgat flygplanlack, som avser att ge en god, hållbar och vackert färgad yta. Det spänner således föga. Från U. S. A. importeras en speciell modellplandope, som både spänner bra och ger den bästa yta (t. ex. Testor's).

## c) *VIKTBERÄKNING*

Det är av största vikt att man kan göra klart för sig vilken vikt de olika delarna och den kompletta modellen kommer att få. Det gäller nämligen dels att hålla den vingbelastning som beräknats såsom idealisk för ifrågavarande modell eller som stipuleras av reglerna, och dels att kunna beräkna tyngdpunktens läge på den färdiga modellen, detta ur stabilitetssynpunkt och för att kunna placera vingbädd m. m. på rätt plats redan på ritningen. Man kan med ledning av nedanstående tabell räkna ut nära nog exakt vad varje del kommer att väga genom att räkna ut totala volymen av furu, balsa etc. och ytan av klädseln samt multiplicera med resp. specifika vikter enligt tabellen.

Vi vill räkna ut vikten på en flygkropp till en S-modell. Dess längd är 90 cm, och den består av 4 longeronger av 3×3 mm furuträ, spantlister i samma dimension, nos- och akterförstärkningar av 1 mm kryssfanér, samt klädsel av lackat

siden. Vi sätter upp räkningarna för varje materialslag under varandra och summerar ihop svaren. Det blir alltså följande poster.

Longeronger: $4 \cdot 3 \cdot 3 \cdot 900$ mm² $= \frac{32400}{1000}$ cm³. Med spec. vikten 0,52 g/cm³ blir detta $0{,}52 \cdot 32{,}4 = 16{,}9$ g.

Spantlister: Sammanlagd längd uppmäts till 360 cm, d. v. s. lika mycket som de 4 longerongerna ovan, således samma vikt, 16,9 g.

Nos- och akterförstärkningar: Sammanlagda ytan uppmäts till 30 cm², vilket med vikten 8 g/dm² ger $8 \cdot \frac{30}{100}$ g $= 2{,}4$ g.

Limningar: 10 % av ovanstående vikter, som är 36,2 g, gör 3,6 g.

Klädsel: Klädselytan är 15 dm² med en vikt enligt tabellen nedan av 0,5 g/dm², vilket ger $0{,}5 \cdot 15 = 7{,}5$ g.

Summan av alla dessa vikter är den färdiga kroppens vikt: 47,3 g.

Härtill kommer vikten av detaljer såsom vingfäste, startkrok etc. samt nosvikt, vilket ej medtagits här.

| *Beklädnad* | *Vikt* | |
|---|---|---|
| Japanpapper och tunt japonsiden | 0,1 | g/dm² |
| Japanpapper, lackerat 2 à 3 gånger med måttligt utspätt zaponlack eller spännlack | 0,3—0,4 | „ |
| Tunt japonsiden, lackerat d:o | 0,5 | „ |
| Tjockare siden, bambu- och diplompapper | 0,6 | „ |
| *Trä:* | | |
| Asp (rumstorr) | 0,50 | g/cm³ |
| Balsa | 0,08—0,15 | „ |
| För lätt medelbalsa räknas | 0,1 | „ |
| Furu (rumstorr) | 0,52 | „ |
| Gran (rumstorr) | 0,45 | „ |
| Ek (rumstorr) | 0,70 | „ |
| Björkfanér (plywood) | 0,8 | „ |
| D:o, d:o, 0,5 mm | 5 | g/dm² |
| D:o, d:o, 1 mm | 8 | „ |

| Pianotråd: | | |
|---|---|---|
| D = 0,75 mm | 0,4 | g/dm |
| D = 1 mm | 0,6 | g/dm |
| D = 1,25 mm | 1,0 | g/dm |
| D = 1,5 mm | 1,5 | g/dm |
| D = 2 mm | 2,5 | g/dm |
| Metaller: | | |
| Stål, koppar, mässing | c:a 8 | g/cm³ |
| Aluminium | 2,7 | g/cm³ |



*Limning:*

Limmade träkonstruktioner får märkbart högre vikt än enbart träets, speciellt i balsa och klenare konstruktioner. Man kan räkna med en *viktökning* av för

| | |
|---|---|
| hårdträkonstruktioner | 10 % |
| balsakonstruktioner | 25 % |

# Kap. 11. Segelmodeller

## a) *FLYGKROPPAR*

En god och enkel kroppskonstruktion för segelplan är den med plan nosplatta och stav bakåt, den platta *stavkroppen*. Den är enklast och synnerligen god ur alla synpunkter, men lämpar sig blott i klass S 1, då vikten blir relativt stor för större typer. Nosplattan görs av t. ex. 5—8 mm furu, som får lagom vikt (liten mängd avvägningshagel) och staven av 5×7—5×10 mm furu.

Om stjärtstaven byggs upp som lådbalk, som förstärks en bit bakåt från vingfästet, T-sektion eller liknande, får man en *bomkropp*. Denna blir lättare och är den bästa tänkbara konstruktion. »Ägget» i nosen byggs t. ex. upp av en tämligen tjock nosplatta med en förlängning av lister bakåt och därpå limmade spant i kroppens längdriktning. Denna typ används på »annanvind».

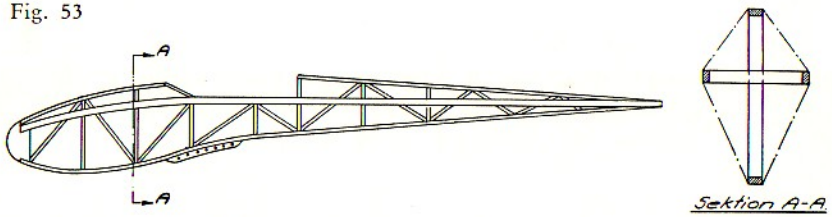
En annan enkel typ är *korsspantkroppen*, som byggs upp av två longeronger med spantlister emellan (byggs platt på brädan), på vilka senare limmas spantlister i kors i horisontell led, och på dessa slutligen sidolongerongerna. Se fig. 53. Mittkonstruktionen måste byggas med diagonalförstagning för att den skall hålla formen. Så utförs gummimotormodellerna nästan undantagslöst.

En kantig kropp kan byggas upp av två kroppssidor, som sammanfogas. Så utförs gummimotormodellerna nästan undantagslöst. Den kan göras som tre- eller fyrkantig kropp och som specialutförande i s. k. *diamondkonstruktion*, d. v. s. med kvadratiskt tvärsnitt och kantställd.

Kroppssidornas form bestämmer kroppsformen och bör därför ritas noggrant. Longerongerna, d. v. s. de längsgående listerna, fastspikas med knappnålar på byggbrädan, som måste vara plan. Spantlisterna tillpassas först vid inlimningen liksom förstärkningar. Båda sidorna bör byggas på en gång. En kropp av dessa typer blir avsevärt starkare och mera formbestämd, om spanten arrangeras enligt principen i fig. 53.

Kroppssidorna hopfogas med spantlister, som med sidornas spantlister bildar ett helt spant. Det tillgår för en fyrkantig kropp så, att kroppssidorna, som bör ha en så lång rak sträcka som möjligt (minst halva kroppslängden, över eller under spelar ingen roll), fästs med den raka delen mot byggbrädan. Spantlisterna inpassas härefter och sidorna hålls ihop upptill med gummisnoddar eller knapp-

Fig. 53




*Korsspantkropp med diagonalförstagning i det platt byggda, vertikala formskelettet. På detta limmas horisontella tvärlister (spant), mot vilkas ändar sidolongerongerna limmas (se sektionen t. h.!)*

nålar genom spantlisterna. Med en vinkelhake kontrolleras att sidorna står lodrätt. Nosen får sammanfogas fritt i luften eller på en stödklots.

Diamondtypen är föga berättigad, då den blott komplicerar ving- och styrverksinfästningarna.

En trekantig kropp är lättare att sammanbygga och får ogärna en skev tvärsektion, enär hopfogningen av de undre longerongerna exakt bestämmer spantens form. Underlongerongerna avfasas till triangulär form för att passa ihop. Sidorna till en trekantig kropp får ej diagonalförstagas före hopmonteringen, då de därvid måste kunna deformeras för att ge en plan kroppsöversida, som vilar mot byggbrädan. Sidorna skall egentligen beräknas med något utåtbuktad översida.

Kroppar med ovala sektioner har vid höga anfallsvinklar avsevärt lägre motstånd än de kantiga, men vid nolläge är skillnaden mindre. En rätt inställd och konstruerad kantig kropp uppbyggd på någon av ovan visade principer, är härvidlag med hänsyn till lägre vikt och större lättbygdhet oftast att föredra.

*Ovala kroppar* kan antingen byggas som kantiga med påbyggnad över och under av formspant och formlister, eller direkt på formade spant. Se fig. 54. De senare uppbyggs vanligen i två halvor delade av ett plan vertikalt genom centrumlinjen, och de hopfogas medelst spanthalvornas hoplimning till hela spant. Kroppshalvorna uppbyggs så, att spanten fästs på byggbrädan med den plana sidan ned, varefter listerna inlimmas i urtagen.

En elegant lösning är att spanten (hela eller i halvor) limmas på en i fanér utskuren kroppsram, som har formen av kroppens sidoprojektion. Denna är då bestämd och ovanprojektionen bestäms av de två mittre listerna, som först inlimmas i spanturtagen. Man måste härvid tillse, att ramen blir rak uppifrån sett. Denna typ kallas *ramkropp.*

En förnämlig konstruktion är den fanérklädda spantkroppen, en s. k. *skalkonstruktion,* där »skalet» upptar krafterna i stället för longerongerna. En sådan kropp fordrar stor erfarenhet och händighet. Den kan uppbyggas av spant på en ram enligt ovan, varpå sedan fanérstrimlor (balsa) limmas intill varandra.

Om ni begagnar er av följande tabeller för ungefärliga materialdimensioner, måste ni kontrollera att det hela kommer att passa ihop. Dessutom bör konstruktionsvikten beräknas enligt kap. 10, då ni ju vet dimensionerna, varvid ni kan



se om vikten stämmer med den tänkta. Gör den ej det, och ni är säker på att ha räknat rätt och inte glömt några smådetaljer, hagel, klädsel etc., bör ni öka eller minska dimensionerna något.

*Ungefärliga dimensioner för segelmodellkroppar.*

| Konstruktionselement | Material, antal | Dimension i mm för flygvikten | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 150 g | 400 g | 750 g |
| | *Stavkropp* | | | |
| Nosplatta | furu, yta 1,5 dm² .. | 5 | | |
| Stav | „ förstärkt .... | 5×7 | | |
| | *Bomkropp* | | | |
| Nosplatta | furu ..... | 5—7 | 10 | 15 |
| Längsgående spant | x-fanér ..... | 1 | 2 | 2 |
| Bomlister | 2 st. furu ..... | 2×5 | 3×7 | 4×10 |
| Bomfanér | 2 st. x-fanér .... | 0,5 | 0,5 | 1 |
| | *3- och 4-kantkropp (byggd på sidor, kors- och T-spant)* | | | |
| Longeronger | 4 st. furu ..... | 3×3 | 4×4 | 3×5—5×5 |
| Spantlister | furu ..... | 2×3—3×3 | 2×4—4×4 | 5×7 |
| Nosplatta (ev. korsställd | „ ..... | 7 | 10 | 15 |
| | *Ovalkropp* | | | |
| Kroppsram | x-fanér, furu (balsa) | 1 (2) | 2 (3) | 3 |
| Spant | x-fanér (balsa) .. | 1 (2) | 1,5 (2—3) | 2 |
| Formlister | furu (balsa) ..... | 1,5×3(3×5) | 2×3 (3×7) | 2×5 (3×7) |

Siffrorna inom parentes anger dimensionen för medelhård balsa. Lister avses ligga på högkant.

## b) *VINGAR*

Den allra enklaste typen av segelmodellvinge är den *enkelklädda vingen,* som liksom inomhusplan är klädd endast på översidan och så utformad, att listerna gör minimalt motstånd.

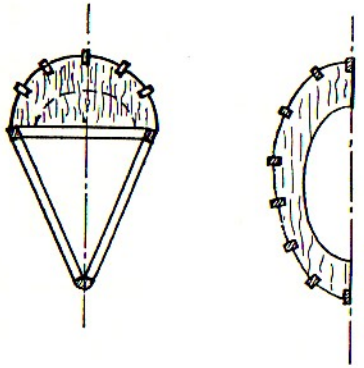


Fig. 54

*Runda kroppssektioner. T. v. trekantkropp med övre påbyggnad av halvcirkelspant och formlister. T. h. oval spantkropp i två halvor, vilka efter byggandet limmas ihop. Bägge kroppstyperna kan "plankas" med balsafanér.*

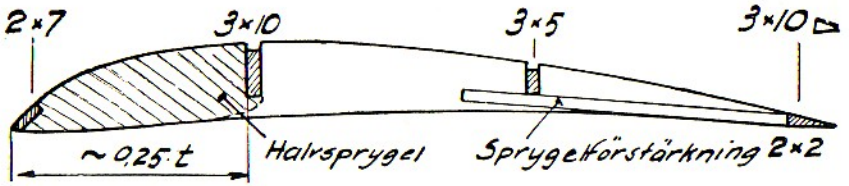
Den dubbelklädda typen är uppbyggd av främre och bakre kantlister, vanligen med en eller flera balkar däremellan (benämns mittbalk, frambalk, bakbalk efter läget). Dessa lister sammanfogas med spryglar, som även ger vingen dess profil.

Moderna vingar uppbyggs nästan undantagslöst av fanérspryglar, som ges önskad form. Balkarnas placering på spryglarna och deras dimensioner har stor betydelse dels för vingens styrka mot böjning och dels för dess motståndskraft mot skevning, förorsakad av klädseln.

Fig. 55 visar en sprygel med väl avvägda lister, en s. k. balksektion. Den är avsedd för en $S_{int}$-modell med vikten 400 g och vingkordan = 18 cm. Följande resonemang gällande denna sprygel innefattar de viktigaste synpunkterna för avvägning av dimensioner och placering av vingbalkarna.

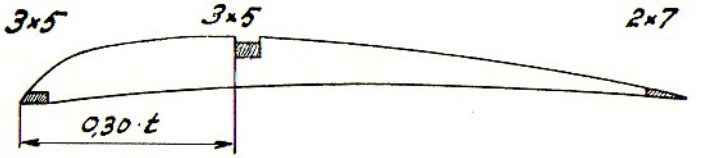
Huvudbalken är 3×10 mm på högkant, vilket ger större böjningsstyvhet upp-åt-nedåt. Den är dessutom nedsänkt så, att övre kanten ligger 2 mm under övre profilkonturen, för att balken ej skall bukta ut klädseln, då den senare sjunker in mellan spryglarna. Huvudbalken och bakbalken ligger överst i profilen för att komma så långt från kantlisterna som möjligt. Om listerna skils åt i höjdled, ökar nämligen böjningsstyvheten avsevärt.

Huvudbalken ligger slutligen på ungefär 1/4 av kordan framifrån. Om bakbalken saknades skulle huvudbalken ligga längre bak, på 1/3 av kordan. Anled-




*Balksektion till $S_{int}$-modell. Obs. försänkningen av balkarna 2 mm, plan bukkant med förstärkning, halvspryglar från främre balken och överliggande, rätt putsad framkant.* Fig. 55






*Balksektion till S 1-modell ("Sunnanvind"). Märk den ytterst enkla konstruktionen (enhetstyp i minsta klassen) samt de nästan kvadratiska främre listerna, vilka gör vingen mera vridningsstyv mot klädselns spänningar som blir förhållandevis större på små modellflygplan.* Fig. 56

ningen till denna noggrannhet är, att om balken ligger t. ex. för långt bak kommer klädseln, som vill böja upp hela vingen, att böja upp framkanten mer än bakkanten, d. v. s. anfallsvinkeln skulle bli mindre mitt på vinghalvan än vid roten och spetsen. 1/3 av kordan är på normala profiler och kantlister lagom, men skulle profilen vara särskilt tjock fram eller ha särskilt svag framkant, måste balken flyttas fram och vice versa.

Framkanten i fig. 55 är 2×7 mm och lagd utefter övre profilkonturen. Detta har dels den fördelen, att profilen blir mera exakt framtill, och dels den, att framkanten blir styvare för böjning uppåt. Den är sedan putsad något till rätt profil.

Bakkanten, som ligger långt från huvudbalken och måste vara låg för att passa i profilen, blir mycket svag mot böjning uppåt. Bakkanten styrs därför lämpligen med en bakre hjälpbalk, 3×5 mm, enligt fig. Den skall vara så hög, som profilen tillåter, d. v. s. ha ungefär halva profilhöjden (ej mer, då sprygeln blir för svag).

Spryglarna måste ofta förstärkas baktill, där de är smala, med en tunn list. Ett annat gott sätt är att sätta in diagonalförstagning mellan bakbalk och bakkant. S. k. halvspryglar är bra, då profilen bättre följs i nosen och framkanten blir starkare. De sträcker sig mellan frambalk och framkant.

Fig. 56 visar balksektionen på en S 1-modell, entypsmodellen »Sunnanvind».

*Vingskarven* vid V- eller U-formens knäck kan utföras på flera sätt. Man skall emellertid akta sig för att göra skarven svagare än vingen i övrigt, ty hållfasthetslagarna säger oss att en konstruktion aldrig är starkare än dess svagaste del. Den enklaste skarven visas i fig. 58 (nästa sida). Hopskarvningen har här utförts med speciella skarvlister. På mindre modeller (S 1:or) kan även mittbalken skarvas som kantlisterna med triangelförstärkningar mot skarvsprygeln. Märk väl att en V-formsskarv mitt på vingen blir betydligt mera påkänd än en U-formsskarv, som sitter halvvägs ut mot vingspetsen, vilken därigenom får väsentligt mindre bärarm och böjande moment.

*Vingspetsarna* uppbyggs lämpligen, om de är rundade, av ett formskuret fanér i balsa, furu eller kryssfanér. Se fig. 57. På större modeller kan vingspetsarna basas eller lamellimmas av lister. Ändskivor och vingöron konstrueras speciellt med tanke på, att klädseln vill spänna in den yttersta sprygeln, varför den måste förstärkas kraftigt. Överhuvud taget gäller, att klädselspänningen ofta blir den

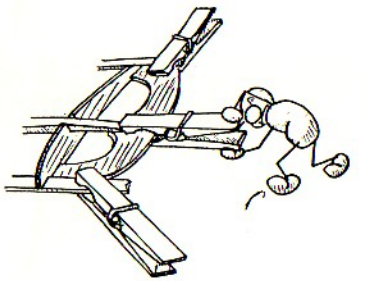


Fig. 57

*Enkel fanérvingspets. Genom att limmas mot kantlisterna och den högtliggande mittbalken får spetsen lagom välvning.*

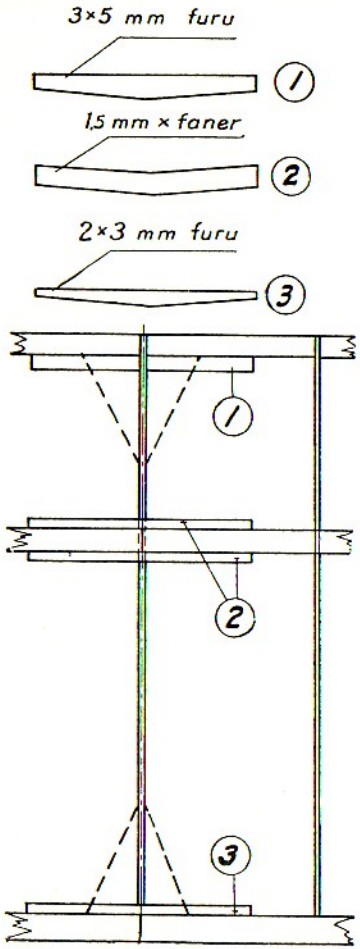



Fig. 58

*Enkel och fullstark vingskarv ("Sunnanvind"). Kantlisterna kan enklare men ej lika hållbart skarvas med trekantfanér (streckade). Vid långt ut belägna skarvar är den senare metoden lika fördelaktig.*

kraftigaste påkänningen, vilket man måste tänka noga på. Sprygeln i U-formsknäcken vill t. ex. ofta bli mera välvd än den skall vara, då klädseln spänner upp den. Den måste förstärkas (fördubblas).

*Fiberriktningen* i alla konstruktioner skall läggas så, att materialets större hållfasthet vid böjning tvärs över fibrerna utnyttjas. Ändskivor skall t. ex. ha fibrerna vertikalt och spryglarna horisontellt. Fiberriktningen bör på ritningar vara utmärkt med en dubbelpil.

Vingens uppbyggnad erbjuder inga större svårigheter. Spryglarna nålas fast sedan kantlisterna passats till läge, men bakkanten bör då ha putsats till rätt profil. Det är betydligt bättre att bygga hela vingen i ett stycke och först därefter kapa den vid brytningarna, eventuellt endast ritsa kantlisterna och böja dem. Skarvarna passar därvid bättre och bygget går fortare.

Spryglarna skärs ut med rakblad ur balsafanér, klipps med sax ur kryssfanér eller sågas maskinellt. De putsas sedan, hopfogade med knappnålar eller skruvtving i en bunt.



*Ungefärliga dimensioner för segelmodellvingar.*

| Konstruktionselement | Material | Dimension i mm för flygvikten | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 150 g | 400 g | 750 g |
| Huvudbalk | Furu | 3×5, 3×7, 5×5 | 3×10, 5×7 | 5×10, 5×15 |
| Bakbalk (hjälpbalk | „ | 2×5 | 3×5 | 3×7, 5×7 |
| Framkant | „ | 2×7, 3×5 | 2×7, 3×7 | 2×10, 3×10 |
| Bakkant | „ (balsa)* | 2×7 (3×10) | 3×10 (4×12) | 4×12 (5×15) |
| Spryglar, halvspryglar | „ asp, x-fanér (balsa) | 1 (2) | 1,5 (2—3) | 2 (3) |
| Spetsar | d:o | 1—2 (3) | 2—3 (4—5) | 2—4 (5—7) |
| Ändskivor, öron | d:o | 1 (2) | 1—1,5 (2—3) | — |
| D:o, uppbyggda | Furu | 2—3 | 3—4 | 4—5 |

## c) *STYRVERK*

Styrverket är ju, som vi vet, den sammanfattande benämningen på höjdstyrverk eller stabilisator och sidstyrverk, även kallat fena. Dessa konstruktionsdelar har ju som uppgift att styra eller stabilisera modellplanet, och detta sker som vi förut sett genom att de alstrar en lyftkraft, motverkande den störande tendensen. Styrverket, i all synnerhet höjdstyrverket, kan alltså betraktas som ett bärplan, och både dess aerodynamiska och konstruktiva utformning blir därför likartad med vingens. En olikhet finns det dock: styrverket måste ges en förhållandevis lättare konstruktion än vingen. Detta emedan styrverket placeras längst bak med en hävarm till tyngdpunkten som är minst dubbelt så stor som avvägningsviktens hävarm från nos till tyngdpunkt. Följden härav är den, att varje extra gram i styrverkets konstruktion ökar modellens vikt med minst tre gram, eftersom det måste motverkas av minst två gram i nosvikten. Men samtidigt som styrverket måste vara så lätt som möjligt, måste dess konstruktion framförallt vara styv nog att motstå vridningen och böjningen från den spända klädseln. Följden härav är, att styrverket sätter konstruktören på det kanske svåraste provet av alla modellens delar.

Med hänsyn till ovan berörda problem visar det sig fördelaktigt att använda balsa i stor utsträckning vid styrverksbygget, speciellt till spryglar, bakkant, spetsar och förstärkningar. Medan man helst bygger upp enkelfenan i fackverks-

*) Siffrorna inom parentes anger dimensionen för medelhård balsa.

konstruktion (av lister, spryglar etc.), kan man på modeller av upp till 500 grams vikt mycket väl göra dubbelfenor i balsafanér lika väl som ändskivor och öron på vingen. Man gör dock klokast i att med en överslagsräkning se efter, vilket som blir lättast med erforderlig styvhet, balsafanér eller fackverk i furu-balsa med klädsel.

En fena styr visserligen mindre med platt profil, men detta har föga betydelse därför att det kan kompenseras genom något ökad fenyta. Med stabilisatorn förhåller det sig dock annorlunda, då den som vi sett i modellflygplanets aerodynamik inte kan stabilisera vingen effektivt med platt profil. Dessutom har plattstyrverket den nackdelen att det lätt skevar sig under inverkan av klädselspänningen, vilket inte i samma grad är fallet med en lagom profilerad stabilisator. När det gäller profiler vet vi att den »bärande», vingprofilsliknande stabilisatorprofilen med plan eller konkav (inåtbuktad) undersida är den mest effektiva, och denna är också lättast att bygga därför att dess kantlister kommer att vila mot byggbrädan.

I fig. 59 visas lämplig balksektion för en S 1-modell, »Sunnanvind» och en $S_{int}$. För dessa klasser blir stabilisatorkonstruktionen likartad med framkant, bakkant och mittbalk. Först på mycket stora modeller lönar det sig att lägga in en bakre hjälpbalk som på större vingar. Om styrverket har dubbelfenor måste ytterspryglarna förstärkas mot indragning av klädseln, och samtidigt förstärkas listernas infästning i sprygeln, varigenom fenorna sitter säkert. En mycket viktig detalj, då fenorna sitter på stabilisatorn, är dennas styrning på flygkroppen. Detta behandlas i nästa avsnitt, Detaljer. Om styrverket endast har en fena, måste stabilisatorn ges ändamålsenliga spetsar, vilket något ökar konstruktionsvikten och arbetet. Stabilisatorspetsarna utformas efter precis samma principer som vingspetsarna, men här har balsan större berättigande även på de största modellerna, då den ger större styvhet i förhållande till vikten, är mera lättarbetad och inte utsätts för samma påfrestningar.

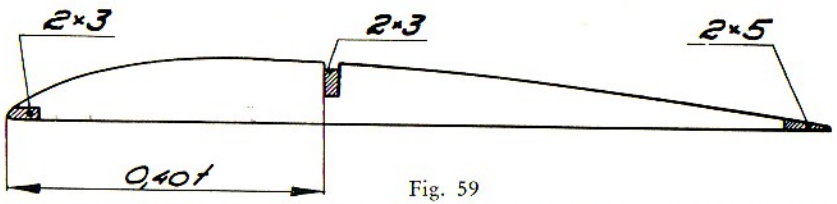



Fig. 59

*Balksektion för höjdstyrverk till S 1-modellen »Sunnanvind». På grund av den låga profilnosen ligger mittbalken relativt långt bak (klädseln får mindre kraft att böja upp framkanten). För $S_{int}$-modell kan motsvarande balksektion användas med framkant 3×5 mm, mittbalk 3×5 och bakkant 3×10 eller 2×7 mm. Profil: S I 33006, t = 104 mm, 0,8 mm asp.*



*Ungefärliga dimensioner för segelmodellstyrverk.*

| Konstruktionselement / Material | Dimension i mm för flygvikten 150 g | 400 g | 750 g |
|---|---|---|---|
| *Höjdstyrverk* | | | |
| Mittbalk furu (balsa)* | 2×3 (3×5) | 2×5, 3×3 (5×5) | 2×7, 3×5 (5×7) |
| Framkant „ „ | 2×3 (3×5) | 2×5 (4×5) | 3×5 (5×7) |
| Bakkant „ „ | 2×5 2,5×7 | | 2×7 (3×10) |
| Spryglar „ asp, x-fanér (balsa) | | 2×7 2,5×10 | |
| Spetsar, basade eller lamellimmade furu | 0,8 (2) | 1 (2) | 1,5 (3) |
| D:o formskurna balsa | 2×3—2×5 | 2×5 | 3×7 |
| | 2×10 | 3×15 | 4×15 |
| *Sidstyrverk* | | | |
| Fanérfenor, dubbla balsa | 1,5 | 2 | — |
| Fackverksfenor, dubbla, ram med förstärkn., event. mittlist **) furu (balsa) | 2×5 (3×7) | 3×5 (4×10) | 3×7 (5×15) |
| Fena, enkel, profilerad och med mittbalk. Se höjdstyrverk. | | | |

## d) *DETALJER*

*Startkroken* tillverkas oftast av pianotråd, surras i t. ex. köllisten och limmas stadigt. Det är emellertid avsevärt bättre att ha en flyttbar startkrok, så att dess bästa läge kan utprovas och ev. ändras för olika vindstyrka o. d. Man löder då pianotrådskroken på en böjd plåtbit, borrar hål i plåten och c:a 5 st. motsvarande hål i modellens köl. En sprint (spik o. d.) håller sedan kroken i läge. En startkrok skall sitta ungefär rakt under tyngdpunkten.

Av stor betydelse för starten är också *trimrodret*, d. v. s. rodret för sidtrimning, anbragt på fenan. Det bör vara relativt litet, då modellen annars blir för

*) Siffrorna inom parentes anger dimensioner för medelhård balsa. Man skall vara försiktig med att blanda balsa- och furulister i samma konstruktion, då olika spänningar lätt uppstår och kan förorsaka skevhet. Detta gäller speciellt balsamittbalk och furukantlister, som är en olämplig kombination. Balsabakkant går dock bra till mittbalk och framkant i furu.

**) Dimensionerna avser platta dubbelfenor. Om fenorna profileras kan mittbalk inläggas på högkant, varvid listernas tvärsnittsytor minskas till två tredjedelar eller hälften.

känslig för utslagen. 5—10 % av fenans yta är lagom, och rodret utförs lämpligen av kryssfanér eller balsa fastsatt med »gångjärn» av metalltråd, stadigt limmade. De utförs av 1/2 mm hårnålstråd, som kan böjas lätt men ändå håller inställningen. Utslaget bör kunna mätas på en skala e. d., vilket ökar startsäkerheten.

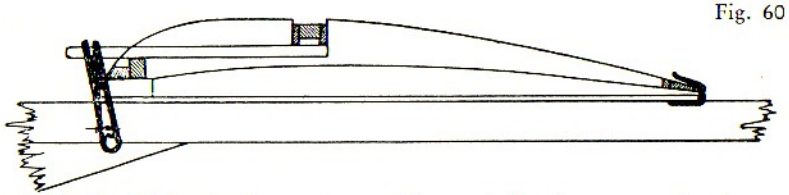
Ett annat slags roder som på vissa modeller är av stort värde, är *kurvrodret*. Om en segelmodell nämligen konstruerats med litet avstånd i horisontelled mellan tyngdpunkten och lateralcentrum, hög V-form och andra stabiliserande faktorer, kan den bli så kursstabil att den flyger alltför rakt, sedan den inställts för rak start. Denna nackdel kan lätt avhjälpas med kurvrodret. De typer som förut ritats är dock så besvärliga att bygga, att man dragit sig för att inmontera dem på en mindre modell. Man kan i stället göra ett kurvroder med fast startkrok och utan stödsträngar, och det kan lätt monteras på vilken modell som helst, även med dubbelfenor. En med startringen förbunden tråd kopplas med en liten ring till en krok på kurvrodrets kontrollhorn och drar detta framåt, så länge linkraften verkar. Då linan kopplar ur startkroken, ramlar den också ur roderkroken, som är nedböjd, och rodret går i kurvläge genom en svag gummisnodd. Anordningen är lätt att justera och bör vara en god lösning.

*Vinginfästningen* kan utföras på otaliga sätt med eller utan inbyggnad. Här skall endast påpekas, att den måste konstrueras så, att vingen lätt kan lossna vid stötar framifrån mot nosen (vingen far framåt) och mot spetsarna (vingen vrids ur läge). Helst bör gummisnoddarna, om sådana används, sitta kvar då vingen lossnar från kroppen. Nedan visas den absolut enklaste typen av sådant fäste, och variationer härav kan framställas för alla typer. Se fig. 60.

En god finsk anordning utgörs av specialformade skivor på kroppen, som sticks in i fickor i vinghalvorna (går trögt; håller utan snoddar). Denna metod ger en delad vinge, som lättare kan transporteras, men är besvärlig.

Om styrverket är löstagbart inklusive fena, måste det sitta absolut orubbligt i fenans inställningsled, då en vridning på en mm av fenans ena kant kan förorsaka sned start. Man låter då nämligen styrverket hållas i läge av en bakre och en främre tapp av pianotråd. Om styrverket vrids genom att endera sticks in i olika hål (tätt sittande i en plåt- eller celluloidplatta), kan sidtrimning ske. Det är emellertid säkrare med ett trimroder. Man får inte glömma bort, att anfallsvinkelskillnaden vinge—stabilisator måste kunna ändras vid trimning genom uppallning av stabilisatorns fram- eller bakkant (minskning resp. ökning av anfallsvinkel-

Fig. 60



*Enkel och effektiv vingfastsättning. Bakkanten hålls i läge av en bygel av t. ex. en hårnål. Främre delen kan byggas in för att minska motståndet.*



skillnaden). I övrigt gäller samma som för vinginfästningen, ehuru krafterna här blir långt mindre.

*Avvägning* av en segelmodell sker lämpligen med blyhagel (D = 1,5—5 mm), som påfylls i ett avvägningsrum i planets nos. Detta måste vara särdeles starkt, då det får ta de kraftigaste stötarna och en förlust av den avvägda hagelmängden är tidsödande. Som lock för hålet kan en med spärrtapp försedd vridbar plåtbit användas, men en gummipropp är enklast.

Rummet måste dimensioneras tillräckligt för säkerhets skull, men det är fel att avväga en modell med mycket hagel. Konstruktionen skall göras så baklätt som möjligt (varje extra gram i stjärten ökar flygvikten med minst 3 gram, då styrverkets momentarm är 2—3 ggr densamma från nosvikten till tyngdpunkten), men eventuellt ändå nödvändig nosvikt bör till största delen utgöras av kraftig noskonstruktion.

*Tidsutlösning* är en anordning som alltmer blir aktuell, när modellflygplanens prestanda stiger i höjden och risken för bortflygning blir större. Anordningen går ut på att hindra modellens fortsatta flykt efter en viss tid, som vanligen beräknas något högre än den maximala tid modellen kan flyga utan hjälp av uppvindar och över den stipulerade tidsbegränsningen, efter vilken event. överskjutande tid inte räknas till tävlingsresultatet (annat än då jämna tider uppnås av flera tävlande). På detta sätt påverkas tävlingsresultatet knappast, men så fort modellen kommit i uppvindar, ökat sin tid till över t. ex. 3 minuter och riskerar att flyga bort, träder tidsutlösningen i funktion och tvingar ned flygplanet så fort som möjligt utan att det skadas vid nedslaget.

Flera olika konstruktioner har gjorts både vad gäller själva tidsutlösningen och den anordning som åstadkommer den höga sjunkhastigheten, och som går under beteckningen luftbroms. Den enklaste anordningen är en »Fuse»-tråd, som glöder lagom tid (3 min) och sedan bränner av en sytråd, så att stabilisatorns bakkant far upp och planet »stallar». Förr använde man bromsklaffar som dock ej alltid räckte.

# Kap. 12. Segelmodellens beräkning

När ni läst så här långt, och under förutsättning att ni noga följt med de olika framställningarna med bilden av det flygande modellplanet framför er, bör ni kunna allt man rimligen kan begära för att ni skall bli en bra konstruktör — eller ni kanske redan var det innan ni började läsa boken. Men det finns några saker till, som den här framställningen tyvärr inte kan ge er, utan som ni måste vara född eller upplärd till för att kunna bli en framgångsrik modellplanskonstruktör och -flygare, kanske svensk mästare och landslagsman. Det är *kombinationssinne, praktisk blick och en vilja att skapa något bra, helst bättre än det som redan finns, och att därvid utnyttja alla de möjligheter tekniken bjuder er,* och som kan ge er en helt annan syn på problemen och föra er betydligt längre som modellflygtekniker.

Låt oss se hur man börjar beräkningen av en segelmodell och hur man därvid kan utnyttja kunskaperna om modellflygplanets aerodynamik. Det gäller först att bestämma vad som skall konstrueras och vilka speciella egenskaper den nya konstruktionen skall få. Vi klargör då först följande frågor.

1) Vilken klass skall modellen konstrueras i?

2) Vilka speciella egenskaper skall vi ge flygplanet? (Hög startsäkerhet, speciellt låg sjunkhastighet, stor stabilitet för blåsigt väder, stor hållfasthet etc.).

3) Vilken typ skall modellen representera för att bäst uppfylla dessa fordringar? (självupprätande eller linupprätad, furukonstruktion eller blandad furubalsa, stav-, bom- eller fullt uppbyggd flygkropp, långsamtflygande med lägre glidtal [låg vingbelastning och mycket välvd profil] eller snabb med högt glidtal etc.).

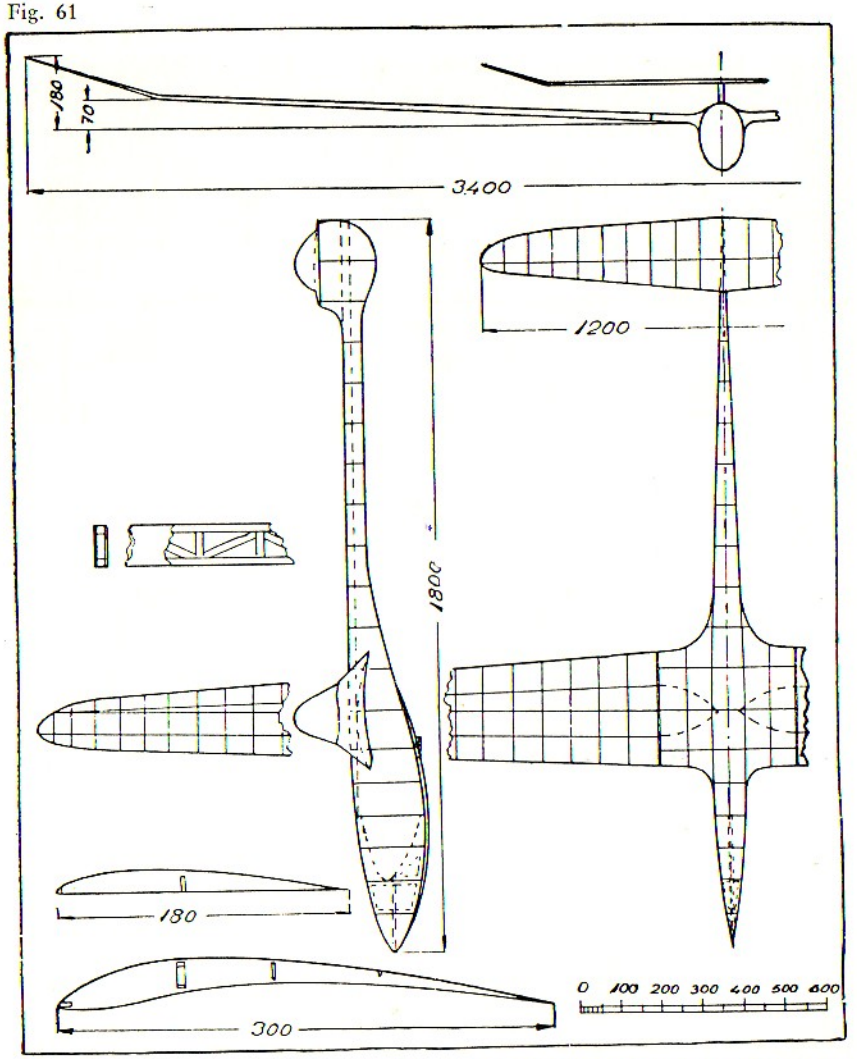
Både före och efter dessa bestämningar av den blivande skapelsens utformning bör andra liknande typer av egen eller andras konstruktion studeras, varvid ni söker ta fram deras svagheter och fördelar. Sök med ledning av aerodynamiken fundera ut varför den modellen flög så ovanligt sakta, varför den lätt skar ner sig i starten o. s. v., och tänk ut hur ni skulle kunna utnyttja resp. undvika dessa egenskaper. Om ni har varit klok nog att föra anteckningar om era föregående modellers data och prestanda och deras särskilda egenskaper, åker ni med säkerhet flera pinnhål upp på nästa tävlings resultatlista. Allt efter som ni får fram era synpunkter på den nya konstruktionen och dess mått, skriver ni upp dem och börjar rita upp modellen bit för bit, varvid ni efter hand ändrar här och där för att få det hela att passa ihop.

Vi börjar alltså beräkna de viktigaste uppgifterna.

Den klass ni bestämt er för ger er vissa *regler* att hålla er till. Glöm inte bort dem, men se till att ni följer de »begränsande» reglerna snävt och inte väljer onödigt hög vingbelastning (såvida ni inte skall göra en särskilt stark och stabil hårdvindsmodell), stor kroppssektion m. m. Vi antar att det här gäller en S 1-modell, vars övre gräns för *vingytan* är 15 dm². Om det gäller en ren tävlings-



Fig. 61




*Detta var på sin tid kanske den förnämsta segelmodell som byggts i världen, den finska "Kuha 15" med spv. 340 cm, en vingyta av 71 dm² och en vingbelastning av 22 g/dm². Genom sin storlek har modellen ett högt reynoldstal trots sitt excellenta sidoförhållande av 1: 17, vilket annars vore omöjligt att använda. "Kuha 15" uppges också ha ett glidtal av 28, vilket är dubbelt så högt som det bästa uppnådda hos "normala" modeller. Sjunkhastigheten torde ligga mellan 0,20 och 0,25 m/sek! Med sin effektiva V-form och sin ytterst ringa fenyta är modellen en självupprätande typ.*

modell väljer vi naturligtvis denna vingyta för att få så högt reynoldstal som möjligt. Vi väljer då även vingbelastningen nära den undre gränsen 10 g/dm². Och genast möter vi de två viktigaste problemen: Vingens *sidoförhållande och spetsutformning*, som bestämmer det inducerade motståndet, samt *vingprofilen*, som i hög grad avgör flyghastighet, glidtal och sjunkhastighet. Dessa problem hänger intimt ihop, och nu får ni användning för er event. medfödda kombinationsförmåga. Innan ni bestämmer sidoförhållande, spetsutformning och vingprofilens karaktär, gå än en gång igenom kap. 4, Inducerat motstånd och kap. 7, Bärplansprofiler, helst även kap. 5, Reynolds tal. Studera de däri givna uppgifterna på de värden ni söker, och jämför dem med de resultat ni kommit till vid studium av egna och andras modeller. Tänk på de speciella egenskaper ni vill ge er modell och bestäm slutliga värden. Nu är vingens huvuddata klara.

Vi övergår till vingens övriga data, *V-form och skränkning*. V-formen avgör *tvärstabiliteten* och nu måste vi återigen studera våra förutsättningar, andra modeller och bokens kap. 9, Kurs- och tvärstabilitet. Skränkningen inverkar också på tvärstabiliteten, samtidigt som den är en åtgärd för att minska inducerade motståndet, och vi bestämmer den i samband med V-formen. Om ni inte har riktigt klart för er skränkningens inverkan, så ögna igenom kap. 4, Inducerat motstånd, igen, varefter ni bestämmer er.

Vi övergår till *kursstabilitet*, varvid vi förfar på motsvarande sätt när *lateralplanet* skall bestämmas. Ni gör en preliminär utformning och kastar ett öga på *längdstabiliteten*, som får det sambandet att *stabilisatorns momentarm* inverkar på lateralplanet liksom fenarrangemanget enkel- eller dubbelfena inverkar på *stabilisatorns sidoförhållande* (stabilisatorn måste ha bättre sidoförhållande med enkelfena och får då lägre *Re*-tal). Kap. 9, Kurs- och tvärstabilitet, samt kap. 8, Höjdstabilitet, ger er alla nödvändiga upplysningar om dessa problem. Sedan ni ritat upp lateralplanet ungefärligt, bestämt stabilisatorns momentarm, sidoförhållande och yta, har ni att bestämma *Re*-tal och *stabilisatorprofil*. Detta är en av de viktigaste beräkningar ni gör, då det vill god blick och kunskap till för att få en stabilisatorprofil, som ger god längdstabilitet i kombination med den vingprofil ni valt. Sätter ni en turbulenstråd över stabilisatorn sänker ni dess $Re_{krit}$ en hel del och kan vara betydligt lugnare. Ni har väl vid det laget redan ögnat igenom kap. 5, Reynolds tal, flera gånger, men i 5 c finner ni annars de upplysningar ni behöver om turbulenstrådens inverkan.

När ni utformar *flygkroppen* skall ni komma ihåg, att den jämte fenan utgör omkring 15 % av modellens totala motstånd utan att göra någon nytta aerodynamiskt sett. Gör den så liten som möjligt, men framför allt skall kroppens motståndsyta (klädselyta) vara den minsta möjliga.

Nu är de viktigaste måtten klara, och ni kan övergå till att tänka på *linjerna* för att därefter välja lämplig konstruktionstyp för de olika konstruktionsdelarna. Välj *material, konstruktionstyp och dimensioner* med ledning av kap. 10 och 11 jämte egna erfarenheter, och kom ihåg modellens förutsättningar. Gör helst *viktkalkyl* och se om vikten stämmer med den antagna. Gör den inte det, har ni att



ändra dimensioner eller material; vid för hög vikt är det därvid ofta bra att ta till några detaljer av balsa, särskilt i stjärten, där en viktminskning ju mångdubblas på modellen. Men låt inte en alltför teoretiskt utförd viktkalkyl förvilla er, den kan lätt bli alltför låg därför att ni glömmer detaljer, lim- och lacktyngder m. m. Jämför med andra modeller! I samband härmed gör ni klokt i att se om *tyngdpunkten* verkligen kommer där ni tänkt er den efter aerodynamisk beräkning. Exakt behöver ni ju inte veta det, men på ett par centimeter när bör den ligga rätt. Eventuellt får ni ändra noslängden eller bakre momentarmen, men helst bör konstruktionen lättas eller tyngas i nos eller stjärt, om *TP* inte ser ut att komma rätt. Glöm inte att ni har hagel i nosen att avväga med, och att konstruktionen inte får bli så framtung att ni måste limma bly i stjärten i stället!

Sedan gäller det att bygga modellen väl och trimma den rätt. Ute på flygfältet kommer era kunskaper i aerodynamik till väl så stor användning som vid konstruktionsbordet. Alla fel i flygningen måste kunna förklaras och avhjälpas. Men det är en sak ni bör klara av nu. Sätt igång att konstruera, bygga och flyga, och njut av modellflygets mångsidiga tjusning!

# Kap. 13. Gummimotordrivna modellplan

Till skillnad från segelmodellerna byggs de gummimotordrivna modellflygplanen nästan undantagslöst i balsa. Det gäller här i första hand att få fram en lätt konstruktion, då själva gummimotorn utgör en mycket stor belastning, som tillsammans med en konstruktion i furu skulle bli alltför tung, åtskilligt över den av reglerna stipulerade minimivikten. Man räknar därför nästan alltid med balsa, när det gäller G-modeller (spec. vikt c:a 0,1 g/cm³, se kap. 10 a och c).

G-modellernas konstruktion motsvarar i stort sett S-modellernas, med den skillnaden att t. ex. korsspantkroppar inte kan användas för gummimotorn och att spantkroppar måste ges urtagna spant. Ving- och styrverkskonstruktionerna blir i princip desamma. Som klädsel används nästan undantagslöst japanpapper, gärna förstärkt här och var med dubbelt, korsfiberlimmat papper, eller tunnare diplom- eller annat starkt papper för större modeller. För landställ, axlar och gummikrokar används fördelaktigast pianotråd och till propellrar balsa, eventuellt asp eller lind, som är lättbearbetat och bra. Beträffande spec. vikter för dessa material se kap. 10 c.

G-modellens ytterdimensioner beräknas på motsvarande sätt som segelmodellens. Vinge och styrverk dimensionernas efter exakt samma principer, med den skillnaden att fenyta — lateralplan har mindre betydelse och får något annorlunda utseende bl. a. till följd av reglerna för kroppens tjocklek. Kroppslängden behandlas närmare under kap. 16, Motor-propellersystemet, liksom propellerns och motorns

dimensioner. Wakefield-modellen, VM-klassen, startar från 1957 från handen (förut markstart). Gummivikten sänks från 80 till 50 g, för att förhindra bortflygning.

## Lämpliga dimensioner för gummimotormodeller. Allt fackverk i balsa

*FLYGKROPPAR*

| Del | Anm. | Dimension i mm för flygvikt | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 100 g | 175 g | 250 g |
| Tre- eller fyrkantkroppar | | | | |
| Longeronger | 3 resp. 4 st. | 2×3, 3×3 | 3×3, 4×4 | 4×4, 5×5 |
| Spant- och diagonalförstagning | Avst. 3—7 cm | 2×3 | 3×3, 3×4 | 3×5 |
| Rundade kroppar | | | | |
| Longeronger | 3—6 st. | 2×3 | 3×3 | 4×4 |
| Formlister | 3—20 st. | 1,5×2, 2×3 | 2×2, 3×3 | 2×3, 3×4 |
| Bärande d:o | 6—20 st. | 2×2, 3×3 | 2×3, 3×4 | 3×3, 3×5 |
| Formspant | | 1 | 1,5 | 2 |
| Bärande d:o | | 1—2 | 2—3 | 3—4 |
| Kroppsram | | 1,5 | 2 | 3 |
| Fanérklädsel | Skalkonstr. | 0,5—0,8 | 1 | 1—1,5 |
| *VINGAR* | | | | |
| Spryglar (tunn profil) | Avst. 3—5 cm | 1—2 | 1,5—2 | 2—2,5 |
| Spetsar | | 2 | 2—3 | 3 |
| Ändskivor | | 1 | 1,5 | 2 |

Balksektioner visas i fig. 62.



*STYRVERK*

| Benämning | Anm. | Dimension i mm för flygvikt | | |
|---|---|---|---|---|
| | | 100 g | 175 g | 250 g |
| Kantlister för plattstabilisator | Diagonalförstagad | 3×7 | 4×7 | — |
| Diagonalförstagning till d:o | Högkant | 2×3 | 2×4, 3×4 | — |
| Kantlister för profilerad stabilisator | | 2×3 o. 2×5 | 3×3 o. 2×7 | 3×3 o. 2×7 |
| Mittbalk för d:o | Högkant | 2×3 | 3×3 | 3×5 |
| Plattfenor i fanér | 2 st. | 1 | 1,5 | — |
| Plattfenor i fackverk | som stab. | | | |
| Spetsar | Fanér | 1—2 | 2—3 | 3 |

*DETALJER*

| Benämning | Anm. | Diam. i mm för flygvikt | | | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | 100 g | 150 g | 200 g | 250 g |
| Propelleraxel | | 1,5 | 1,5—2 | 2 | 2—2,5 |
| Bakre gummikrok | | 1,25 | 1,5 | 1,5 | 1,5 |
| Enkelt landställ | | 1—1,25 | 1,5 | 2 | — |
| Förstagat landställ | Benen | — | 1,25 | 1,5 | 1,5—2 |
| Förstagat landställ | Framåtgående stag | — | 0,75 | 1 | 1,25 |

# Kap. 14. Gummimotorn

## a) *UPPVRIDNINGSVARV OCH VRIDMOMENT*

Gummimotorn är en för små modellflygplan synnerligen förnämlig kraftkälla, då den med en enkelhet som inte kan jämföras med någon annan motorprincip levererar en förhållandevis god effekt. Gummimotormodellens "uppfinnare", den legendariske fransmannen Penaud, flög en gummimotordriven modell med omkring en halv meters spännvidd så tidigt som på 1850-talet, och han lyckades få den att flyga en halv minut. Våra dagars bästa G-modeller presterar från 2,5 och upp till 5 minuter, beroende på vilken storlek de har, ty denna inverkar i högsta grad på flygtiden. Ju större modellen är, desto större procentuell mängd gummi kan den bära, och desto längre motortid och större topphöjd kan den uppnå. Således blir inte bara motortiden utan också glidtiden längre. Något som här inverkar i samma grad som på segelmodellerna är Reynolds tal, vilket ökar med modellens storlek och ytterligare förhöjer dess effektivitet genom bättre förhållande mellan lyftkraft och motstånd.

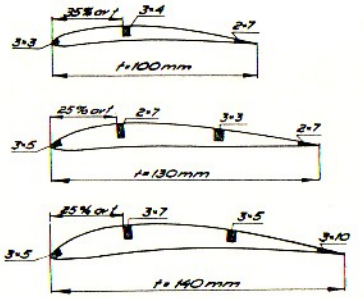
Genom att man sammansätter en gummimotor av ett antal strängar, vilkas tvärsnittsyta ävenledes kan varieras, blir den en behändig kraftkälla som man kan avväga precis efter modellens vikt, flyghastighet och andra egenskaper. I detta kapitel skall vi endast studera den fristående gummimotorns egenskaper, hur man beräknar antalet uppvridningsvarv och hur motorn utnyttjas på bästa sätt.

Det antal varv man kan vrida upp en motor är beroende av flera faktorer. För det första är det självklart att varvantalet är beroende av motorns tvärsnittsyta, ty en smal och smidig motor kan givetvis "dras" upp mångfalt flera varv än en med tiodubbla tvärsnittsytan. Ökar vi nu längden på motorn till det dubbla, får vi naturligtvis också in dubbelt så många varv, förutsatt att vi inte ändrat tvärsnittsytan. Dessa två faktorer — tvärsnittsyta (som vi betecknar med $Y$) och längd (som vi kallar $L$ [får ej förväxlas med krokavståndet i flygkroppen, som sällan är lika med $L$]) — är de avgörande för motorns och därmed hela modellens egenskaper. Till dessa kommer några andra förhållanden, som också måste beaktas men som av en van modellflygare anses självklara. En gummimotor får nämligen helt olika egenskaper om den smörjs med gummiolja eller inte, om den vrids upp under sträckning eller med bibehållande av sin ursprungliga längd. Lika viktigt är det att tänka på vilken temperatur man vrider upp gummimotorn i, hur gammal den är och hur inkörd den blivit. Slutligen har vi att ta hänsyn till vilken kvalitet motorn har, framför allt om den är brun eller svart.

Med hänsyn till alla dessa faktorer är det omöjligt att exakt räkna ut tillåtet antal uppvridningsvarv för varje motor, men man kan genom att använda den längre fram visade korrektionstabellen komma det rätta maximivarvet mycket



Fig. 62




*Balksektion till G1-modell. Flygvikt 100 g, vingkorda 10 cm.*

*Balksektion till modell med flygvikt 175 g, vingkorda 13 cm.*

*Balksektion till $G_{int}$-modell (Wakefield). Flygvikt 250 g, vingkorda 14 cm.*

nära. För övrigt bör man känna sig för på motorn, då man vrider upp den. När motorn börjar bli stum och stel kan man vara säker på att ha uppnått det absoluta toppvarvet under ifrågavarande omständigheter. De erfarenheter man sålunda får med sina egna motorer bör man föra in i bokens tabeller, varigenom man snart har en 99-procentig säkerhet för att få ut toppvarvet på sina motorer utan att spränga dem. 100-procents säkerhet kan man aldrig uppnå, därför att gummit omöjligt kan göras med fullt jämn dimension och kvalitet.

I lika hög grad som antalet uppvridningsvarv intresserar det oss, hur stor "vridkraft" eller, som termen lyder, vridande moment den uppdragna gummimotorn kommer att ge. Det är tydligen detta som avgör med vilken hastighet propellern roterar, hur stor dragkraft den kommer att få och vilken flyghastighet den således ger modellen. Den senare erfordrar en viss däremot svarande propellerdragkraft och en hastighet för att kunna hålla sig i horisontalflykt, och varje litet tillskott till denna erforderliga dragkraft utnyttjar modellen genom att höja nosen och stiga. Alltså, modellens stigförmåga är beroende av det vridande moment gummimotorn ger. Vad beror nu motorns vridande moment av? Jo, av i princip samma faktorer som dess uppvridningsvarv, frånsett motorns längd, som naturligtvis inte inverkar på vridmomentet. Och den viktigaste faktorn, tvärsnittsytan, har motsatta inverkan på vridmomentet — medan en smal motor med litet tvärsnittsarea kan vridas upp mångfalt flera varv än en mycket tjock motor av samma längd, ger den mångfalt mindre vridmoment än den tjocka.

Låt oss närmare studera de olika faktorernas inverkan på uppvridningsvarv och vridmoment. Uppvridningsvarvet är som redan nämnts direkt proportionellt mot gummimotorns längd. Vridmomentet är givetvis inte alls beroende av motorlängden. Tvärsnittsytan däremot minskar ju antalet uppvridningsvarv, om den ökas. Om en viss motor har en G-yta av 20 mm² och kan vridas upp 200 varv, så kan en likadan men dubbelt så tjock motor vridas upp endast 70 proc. av den smalare motorns antal varv, d. v. s. 30 proc. mindre. Om vridmomentet för samma motor i första fallet var t. ex. 250 gcm (250 gramcentimeter betyder, att propellern trycker på ert finger med en kraft av 50 g, om ni håller det emot den på en punkt 5 cm från axeln. 50 g × 5 cm = 250 gcm), så blir det i senare fallet

med dubbelt så tjock motor inte mindre än c:a 700 gcm, d. v. s. 2,8 ggr större. Därav förstår man lätt, att om man än förlorar 30 proc. av antalet uppvridningsvarv för en fördubblad tvärsnittsyta, så vinner man en hel del i energi genom att motorn orkar dra runt en propeller med ett vridmoment, som är nära 3 ggr större än den förras, varför propellern förmår prestera en betydligt högre dragkraft än med den mindre tvärsnittsytan.

Vi skall studera dessa förhållanden något ur matematisk synpunkt. Den i matematik något hemmastadde har kanske redan förstått, att antalet uppvridningsvarv är omvänt proportionellt mot kvadratroten ur tvärsnittsytan, vilket vi uttrycker på följande sätt, om $U$ = antalet uppvridningsvarv, $Y$ = tvärsnittsytan och $k$ är en koefficient beroende på den använda gummisorten, sättet för uppvridning m. m.:

$$U = k \cdot \frac{1}{\sqrt{Y}}$$

Vridmomentets beroende av tvärsnittsytan är litet mera komplicerat och ser ut på detta sätt, om $M$ betecknar momentet och $k$ en koefficient motsvarande ovanstående:

$$M = k \cdot Y \sqrt{Y}$$

Tänk er ett visst värde på $Y$ i dessa bägge formler och räkna ut vad $\frac{1}{\sqrt{Y}}$ och $Y \cdot \sqrt{Y}$ blir. Fördubbla sedan värdet av $Y$ och gör om samma räkning, så skall ni finna att den stämmer med uppgifterna före formlerna.

## b) *UPPVRIDNINGSTEKNIK*

Om en motor smörjs med gummiolja får den i så gott som samtliga fall bättre egenskaper, d. v. s. den kan uppta och avge mer energi. Dessutom slits motorn mindre med inoljning, varför sådan alltid bör göras. En bra gummiolja får man genom att blanda 3 delar grönsåpa och en del glycerin (viktsdelar), t. ex. 75 g såpa och 25 g glycerin. Såpan måste emellertid först lösas i vatten, varvid man bör ta så lite vatten som möjligt, i annat fall blir oljan dels för tunn och stänker omkring i kroppen, och dels fryser den vid köld. Ett bra sätt är att ta till bra med vatten, så att såpan löses lätt, och sen koka ur det mesta vattnet, varefter glycerinet sätts till. Oljan gnids in jämnt i motorn med något överskott, som snart torkar bort. Inoljning bör ske dagen före användandet.

Om man drar ut gummimotorn till 2,5 ggr osträckt längd, får man vid uppvridningen in över 50 proc. fler varv, än om motorn vrids upp direkt inne i flygkroppen, samtidigt som vridmomentet ökar nästan lika mycket. Det finns således ingen som helst anledning att vrida upp motorn utan sträckning utom vid trimningsflygningar med upp till halva det varv motorn tål med sträckning.



I detta sammanhang skall vi observera, att gummimotorns vridmoment efter fyra uppvridningar minskar till c:a 75 proc. av det ursprungliga, samtidigt som motorn får en kvarstående försträckning av 5—10 proc., beroende på vilken temperatur uppvridningen skett i. Denna försträckning försvinner till stor del efter några dygns vila, men man får alltid räkna med att kapa en ny motor något efter inkörningen, såvida den inte redan från början gjorts c:a 5 proc. kortare än den slutgiltigt avsedda längden. En tvinnad motor uppvisar härvidlag stora fördelar, då den får en extra elasticitet som håller den sträckt mellan krokarna mycket bättre än en otvinnad motor.

Då man kör in en ny motor får man aldrig börja med fulla maximala varvtalet, utan måste börja med 50 proc. därav, vilket vrids upp under utdragning till 7,5 gånger osträckt motorlängd. Sedan ökar man successivt på varvet och utdragningen tills man vid femte uppdragningen ligger 10 proc. från maximalt tillåtet antal varv enligt följande tabell. Då kan motorn anses inkörd för den gången, men nästa gång den används får man börja igen från c:a 75 proc. av maximalvarvet och "gymnastisera" den några gånger. Fullt varv ger man sig inte i onödan på förrän vid tävling och en gång dagen innan tävlingen för att pröva modellens uppförande med maximalt vridmoment på motorn (den kan nämligen då överstegras mycket lätt genom det fördubblade vridmomentet och den därmed ökade hastigheten, på samma gång som modellen lätt vrids omkull över ena vingspetsen.

## c) *BERÄKNING AV UPPVRIDNINGSVARV*

Gummits kvalitet inverkar i hög grad på antalet uppvridningsvarv. Vi skall här emellertid endast hålla oss till det amerikanska, som är utan konkurrens i fråga om effektivitet och jämnhet. För övriga kvaliteter kan samma tabell med en korrektion för ifrågavarande sort lika bra användas. Det amerikanska gummit tillverkas i två kvaliteter, brunt och svart, varav det bruna är något "styvare", inte tål så många varv men i gengäld ger ett högre vridmoment. Det svarta kan vridas upp några procent fler varv än det bruna, för vilket tabellen avses, varför man för svart gummi lägger till denna procent till det beräknade varvet för motorn. För så gott som alla tävlingsmodeller är det bruna gummit bäst, emedan det förmår absorbera något mer energi än det svarta. Frågan är emellertid, om inte svart gummi tål flera uppvridningar och således lämpar sig bättre för modeller som inte avses enbart för sekundjakt.

Den sista faktorn vi har att ta hänsyn till, är lufttemperaturen vid uppvridningen. Vi kan utgå ifrån att rumstemperatur eller omkring 20° C är idealtemperatur för gummit. Om vi flyger en het sommardag och låter modellen stå i solen länge, kan temperaturen inne i kroppen uppgå till 40° och kanske mer. Det kan då t. o. m. hända att motorn exploderar redan vid 50 proc. av maximalt tillåtet antal varv, beräknat för 20° C. Detta var t. ex. fallet med svenskarnas modeller vid den inofficiella landskampen i Jämijärvi i Finland 1939, då samtliga gummimotorer efter att ha stått i solen på den heta sanden exploderade under uppvrid-

ningen redan när hälften till 2/3 av fullvarvet uppnåtts. Felet var inte bara det, att lagmedlemmarna försummade att ställa modellerna i skuggan mellan starterna, utan kropparna var också klädda med japanpapper av olämplig färg. Kropparna hade mörk klädsel i stället för vit, som reflekterar en hel del av solvärmen.

Även vid lägre temperaturer än 20° C avtar emellertid maximalt tillåtna antalet uppvridningsvarv, dock ej nämnvärt förrän man kommer under nollpunkten. Motorn blir emellertid då styvare, och man känner genast vid uppvridning i t. ex. —10° C, att motorn inte alls kan vridas upp som i rumstemperatur. Man får då nöja sig med ett tiotal proc. lägre varv, vilket man kan utläsa ur korrektionstabellen för uppvridningsvarv vid andra omständigheter än de idealiska. Temperaturkorrektionen bör man således ha iminnet och dra av från det vanligen använda varvet.

## Maximalt tillåtet antal UPPVRIDNINGSVARV

Tvärsnittsytan på motorn = antal strängar × tvärsnittsyta per sträng.

Antal varv per cm motorlängd × motorlängden i cm = maximalt tillåtet antal uppvridningsvarv.

Eventuell korrektion enligt korrektionstabellen dras därefter ifrån.

| Motorns totala tvärsnittsyta *(Y)* mm² | Max. varv per cm motorlängd | Motorns totala tvärsnittsyta *(Y)* mm² | Max. varv per cm motorlängd |
|---|---|---|---|
| 5,4 | 28 | 37,8 | 10,6 |
| 8 | 23 | 40 | 10,3 |
| 10,8 | 19,8 | 48 | 9,4 |
| 13,4 | 17,8 | 56 | 8,7 |
| 16 | 16,2 | 64 | 8,1 |
| 21,6 | 14 | 72 | 7,7 |
| 24 | 13,3 | 80 | 7,3 |
| 27 | 12,5 | 88 | 7,0 |
| 32 | 11,5 | 96 | 6,6 |

Det antal maximalt tillåtna varv ni fått i föregående tabell korrigeras med följande procentuella avdrag för ej idealiska omständigheter.

| | |
|---|---|
| Uppdragning utan sträckning | 40 % |
| 1—4 år gammal motor, väl lagrad | 3—10 % |
| Uppdragning vid —20° C | c:a 20 % |
| „ „ —10° C | c:a 10 % |
| „ „ 0—+25° C | 0 % |
| „ „ + 40° C (starkt solsken) beroende på uppehållstiden i solskenet | 10—50 % |
| Svart gummi | tillägg 5—10 % |



*Exempel:* Vi skall beräkna max. tillåtna varvantalet för en motor, vars längd är 72 cm. Den består av 8 strängar 0,8×4,7 mm svart gummi. Ytan per sträng är då 3,8 mm² (Se kap. 16 a), och motorns totala yta blir 8×3,8 = 30,4 mm². Tabellen för antal uppvridningsvarv ger oss varvet per cm motorlängd för 27 och 32 mm² tvärsnittsyta. 30,4 mm² ligger något över medeltalet för dessa bägge siffror, vilka ger varvet 12,5 resp. 11,5, varefter 30,5 motsvarar ungefär 11,9 varv per cm motorlängd. Hela motorn är 72 cm lång, vilket ger oss 72×11,9 = 856 varv totalt. Gummit är svart, och vi anser oss i detta fall kunna lägga till 8 proc. efter tabellen. Vi får då räkningen 1,08×856 = 925 varv.

Detta varv kan vi vrida upp motorn till vid temperaturer mellan 0° och + 25° C. Om vi nu flyger en dag, då temperaturen är + 30° C i flygkroppen (varm sommardag, under vilken vi inte onödigtvis låter modellen stå i solen), får vi dra av cirka 5 proc. efter tabellen. Vi får då vrida upp motorn endast 0,95×925 varv denna flygdag, vilket blir 879 varv. Vi inser härav lätt, att det är av värde att ha de ungefärliga temperaturkorrektionerna i huvudet, för att kunna beräkna antalet uppvridningsvarv efter temperaturen ute på flygfältet.

### d) *GUMMIMOTORNS SKÖTSEL*

Vid *förvaring längre tid* än ett par veckor avsköljs gummioljan i vatten och motorn förvaras i ljus- och lufttät burk, med eller utan talk och i svalt rum (skafferi). *Låt inte motorn sitta i modellen* i onödan, utan lägg den i burk enl. ovan. Tvättning, talk e. d. är onödigt över någon vecka. Starkt solljus förstör motorn snart. Mycket ljus (helst vit) klädsel på kroppen skyddar bäst.

*Knyt aldrig motorn torr,* utan fukta den med saliv, annars uppstår jack vid åtdragning av knuten. *Bästa skarvsättet* är att lägga ändarna ihop och låta en person sträcka desamma, samtidigt som man med dubbla varv knyter en pärlgarnsbit e. d. hårt om skarven. Använd endast en *väl smord* motor och drag aldrig upp på mer än *80 proc. av toppvarvet* annat än på tävlingsflygning och ev. någon enstaka trimstart.

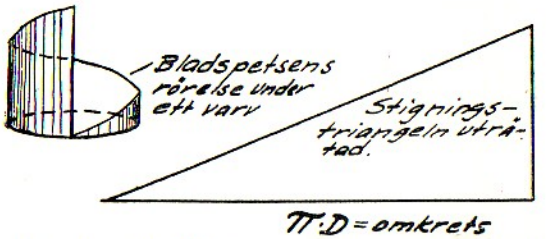



Fig. 63. *Propellerspetsens stigning under ett varv.*

# Kap. 15. Propellern

a) *PROPELLERDATA*

*Diametern (D)* är propellerns längd från spets till spets. Man utgår härifrån vid bestämmande av övriga data. *Stigningen (S)* är den sträcka propellern skruvar sig fram på ett varv, varvid den kan betraktas som en skruv. Se fig. 63. Man brukar välja stigningen till 1,1 à 1,4 gånger diametern. Med *bladbredden* (B) menas bladets största bredd, och den bör hållas mellan 15 och 10 proc. av diametern, den mindre siffran för de största G-modellerna. *Bladprofilens tjocklek* (d) bör vara 3—5 proc. av bredden, det högre värdet för större eller mera högvarviga propellrar.

b) *PROPELLERN UNDER GLIDFLYKTEN*

Det allra enklaste och vanligaste sättet att minska propellerns motstånd under glidflykten är att låta den *frikopplas* från motorn och rotera fritt med luftströmmen. En god sådan frikoppling visas i princip i fig. 64. Med en *fälld propeller* uppnår man emellertid märkbart mindre motstånd, vilket har bättre glidtal och sjunkhastighet till följd. Det är dock en viss svårighet att göra en fullt tillförlitlig och hållbar fällningsanordning, som helst bör kombineras med en broms på propelleraxeln, verkande innan motorn helt löpt ut.

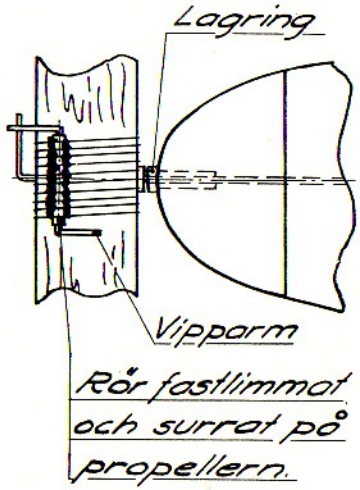



Fig. 64. *Enkel och säker frikoppling med vipparm.*



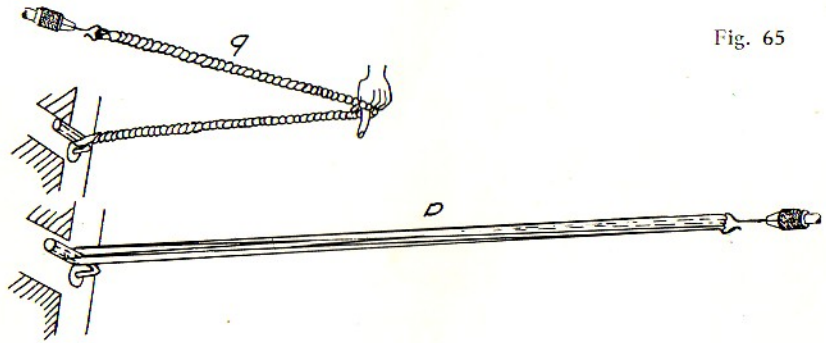
# Kap. 16. Motor — propellersystemet

a) *MOTORARRANGEMANG*

Det gäller att i en viss totalvikt få in så mycket gummisnodd som möjligt. Det är ju gummit som ger energi för stigningen, emedan konstruktionsvikten är "död". Det är av intresse hur stor del av totalvikten som utgöres av gummivikten, vilken därför anges i procent av totalvikten. En 100 g-modell med 40 proc. gummivikt måste anses vara mycket "effektiv", medan en Wakefieldmodell bör ha uppåt 50 proc. gummivikt för att vara ett riktigt "krutåk". En så stor gummimängd kan absolut ej inrymmas i en enkel motor av samma längd som hakavståndet, och om den så kunde, skulle den långa, otympliga kroppen med stora viktenheter spridda långt från tyngdpunkten förorsaka dålig stabilitet.

Därför har man numera helt övergått till andra motorarrangemang på tävlingsmodeller. Det enklaste härvidlag är den *tvinnade* motorn, som visas i fig. 65. Man kan med tvinning få in en motor, som är 30 proc. längre än hakavståndet. Genom s. k. "krax" (namnet av det kraxande lätet) kan man successivt överföra en andra motors varv till den som direkt driver propellern, genom två lika kugghjul i aktern. Se fig. 66. Kraxen har den nackdelen, att bägge motorerna dras upp åt samma håll, varvid det vridande momentet på flygkroppen blir dubbelt. Dessutom tynger kraxen ner aktern, varför vingen kommer långt bak. En bra anordning är *utväxlingen*, varvid en tjock motor driver propellern över en kuggväxel i nosen, så att propellern gör mångdubbelt flera varv än motorn.

Fig. 65




*Tvinning av gummimotor. Strängantalet måste vara delbart med 8. a) Snodden läggs i fjärdedelen av slutligt antal strängar och vrids upp c:a 20 proc. av det beräknade uppvridningsvarvet m o t propellerns rotationsriktning. b) Snodden viks dubbel och dras c:a 20 proc. m e d propellerns rotationsriktning, varefter den viks dubbel igen och får löpa ut fritt.*

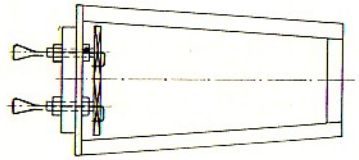


Fig. 66

*"Krax". Kugghjulsanordningen monteras i aktern och överför varv från en undre motor till den övre, direktdrivande motorn.*

För att underlätta beräkning av motorer och gummivikt lämnas här en tabell över de vanligen förekommande gummidimensionerna och deras vikt per meter. För beräkning av modellvikt hänvisas till kap. 10 c, Viktberäkning.

| | |
|---|---|
| 0,8×3,2 mm = 2,6 mm² ..... | 2,5 g/m |
| 0,8×4,7 mm = 3,8 mm² ..... | 3,7 g/m |
| 0,8×6,4 mm = 5,1 mm² ..... | 5,0 g/m |
| Gummits spec. vikt ..... | 0,95 g/cm² |

Tabellen gäller både svart och brunt gummi. För inoljad motor tillkommer 2—5 %.

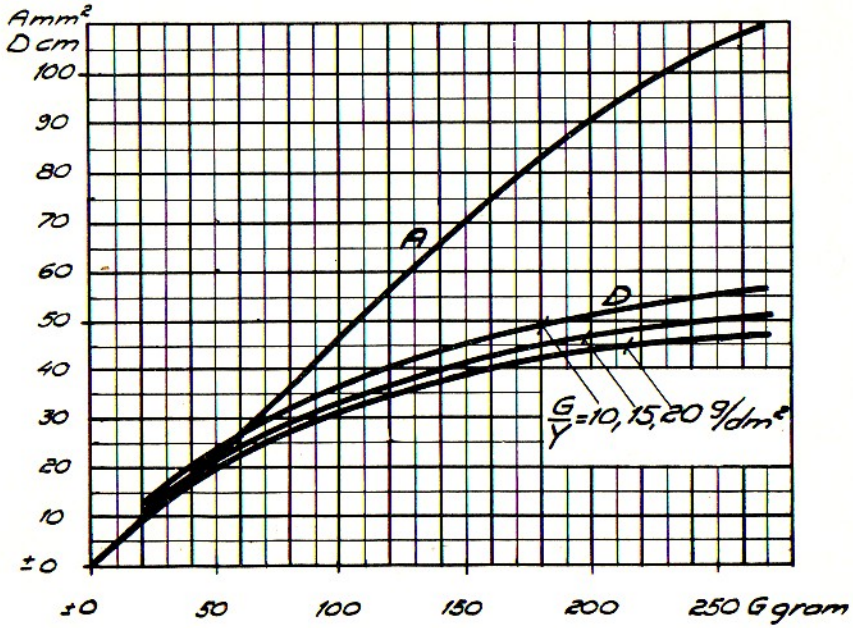



Fig. 67

*Diagram utvisande tvärsnittsarea för gummimotorn (A) och propellerdiameter (D) beroende av totalvikten (G) och vingbelastningen (G/Y). Utgå från modellens vikt på G-axeln! Gå lodrätt upp till den D-kurva som motsvarar planets vingbelastning. Avläs propellerdiametern till vänster. Gummimotorns tvärsnittsarea A avläses på samma sätt ur övre kurvan.*



## b) *BERÄKNING AV MOTOR — PROPELLER*

Den för stigning erforderliga *gummiarean* (A) ökar givetvis i första hand med modellens vikt. Samtidigt ökar den lämpliga *propellerdiametern*. Om vi utgår ifrån en viss totalvikt av t. ex. $G = 175$ g och en vingbelastning av $\frac{G}{Y} = 15$ g/dm², så är en propeller med $D = 45$ cm lämplig. Om nu denna modell hade haft högre vingbelastning, d. v. s. mindre vingyta och storlek över huvud taget vid vikten 175 g, så hade vi behövt en mindre propeller för att få ett högre varvtal och en högre hastighet på modellen, detta för att uppnå tillräcklig lyftkraft med den mindre vingytan.

Alla dessa funktioner framgår av fig. 67, som således ger oss både tvärsnittsarean på gummimotorn (beroende endast av totalvikten) och propellerdiametern (beroende av totalvikten och vingbelastningen). *Stigningen* får vi sedan genom att multiplicera diametern med stigningsförhållandet, vanligen 1,3. *Bladbredden* erhålles genom att ta i kap. 15 a rekommenderade 10—15 proc. av diametern, och profiltjockleken blir 3—5 proc. av bladbredden. Vill man ha en mera snabbstigande modell, ökas gummiarean och i proportion därefter propellerdiametern. Emellertid kan propellerns vridmoment då lätt bli för stort.

Det fordras emellertid en viss erfarenhet, annan man lär sig förstå och bemästra de gummimotordrivna modellernas teknik. Därför ett råd till sist: Om Ni inte byggt någon G-modell förut, börja med en enkel stavmodell och ta sedan ett steg i taget — kanske mot stjärnorna!

# Kap. 17. Förbränningsmotordrivna modellflygplan

I F-klassen används diesel- eller glödstiftsmotorer upp till 2,5 cc i frilykt (VM-klassen $F_{int}$), och 0,8—10 cc i linkontroll. I $F_{int}$-klassen har modellerna utvecklats till fantastiska segelplan efter en kort, nästan lodrät spiralstigning. De startar på VM-tävlingarna ofta lodrätt, stående på stjärten.

Vi ska här inte gå in på konstruktionen av F-modeller därför att de bör utgöra ett andra eller tredje stadium efter segel- och gummimotormodeller, på vilka man bättre kan lära sig och praktisera aerodynamikens lagar samt trimningsteknik. Enbart kostnaden för en motor borde göra ett man först tränar på de billigare modelltyperna, så att man inte onödigtvis kvaddar den dyrbara motorn och modellen. Det är också så, att det finns en rad utmärkta byggsatser i handeln till motordrivna modeller, som inte blir dyrare än att köpa löst material, och på vilka man till en början bör tillgodogöra sig de tränade konstruktörernas erfarenheter.

En annan motortyp är reamotorn, som med den behändiga Jetex-motorn vunnit stor utbredning, speciellt som den möjliggör flygning med modeller av de modernaste flygplanen, reaplanen.

I denna bok publicerade riktlinjer för aerodynamisk beräkning, vingprofilval, konstruktion m. m. gäller i tillämpliga delar också motordrivna modeller. Sedan motorn slutat är de ju ingenting annat än segelplan!

En utomordentligt fin form av flygning har på senaste åren blivit populär i landet: motordrivna skalamodeller. Det byggs nu allt fler exakta kopior av stora flygplan, moderna likaväl som oldtimers, som drivs av en 0,5—1 cc diesel- eller glödstiftsmotor. Denna avpassas då till ett relativt stort modellplan, 85—110 cm spännvidd för monoplan, så att det startar från marken och stiger med skalenlig fart och vinkel. Våren 1956 introducerades också den förnämliga »Payload»-flygningen, som kommer från USA och betyder »betalande last». Här gäller det att starta med en »pilot dummy», en pilotattrapp, som både tar stor plats med åtföljande rejäl kroppssektion och väger mycket, motsvarande en betydande last. Radiokontrollerad flygning utvecklas också snabbt.

### *LINKONTROLLMODELLER*

Denna modellflyggren utvecklas ständigt i nya former och med allt vackrare modeller, ofta skalenliga. De styrs ju med två linor från ett kontrollhandtag, varmed »balsapiloten» påverkar höjdrodret. »Stuntmodellerna» (som blir allt fulare) kan då t. o. m. utföra en rad avancerade manövrar, då de har en nästan fördubblad vingyta med tjock, symmetrisk profil med jätte-lyftkraft, som »tar upp» snabbt från de halsbrytande manövrerna på låg höjd.



»Teamracing» är på återtåg, då två man måste samarbeta för att hålla planet i luften förutom andra arrangemang. I st. kommer »combat»-flygning, stridsflygning mellan två modeller, »hangarkryssarflygning» m. m. I hastighetsflygning (»Speed») tävlas i VM, men de höga farterna, nu över 200 km/tim ställer alltför höga krav på säkerheten för att sporten ska kunna bli direkt populär.

För träning i trimningsteknik och aerodynamik har linkontrollflygningen inget värde. Höjdstabiliteten bestäms nämligen av piloten och är vanligen helt oberoende av profilkombinationer m. m. Kursstabilitet och tvärstabilitet (V-form) behöver knappast alls finnas, då linan genom centrifugalkraften håller modellen i exakt flygläge hela tiden. Inte ens låg vikt är av större betydelse (undantag stunt)! Detta hindrar inte att linkontrollflygning är både roligt, instruktivt och framför allt en bättre publiksport än friflygning, där modellerna ju fort försvinner ur sikte.

# Aerodynamiska beteckningar

| Symbol | Betecknar | Sort |
|---|---|---|
| $v$ | Hastighet (ban-) | m/sek |
| $Y$ | Vingyta | $m^2$ ($dm^2$) |
| $c_w$ | Motståndskoefficient | — |
| $\delta$ | Masstäthet ( $\sim 1/8$) | kg $sek^2/m^4$ |
| $W$ | Motstånd | kg |
| $\alpha$ | Anfallsvinkel (verklig) | grader |
| $R$ | Luftkraftsresultant | kg |
| $b$ | Spännvidd | m (cm) |
| $t$ | Vingkorda | m (cm) |
| $t_m$ | Medelvingkorda | m (cm) |
| $c_a$ | Lyftkraftskoefficient | — |
| $A$ | Lyftkraft | kg |
| $\varepsilon$ | Glidtal | — |
| $Re$ | Reynolds tal | — |
| $Re_{krit}$ | Kritiskt *Re*-tal | — |
| $G$ | Flygvikt | kg (g) |
| $\frac{G}{Y}$ | Vingbelastning | kg/$m^2$ (g/$dm^2$) |
| $x$ | Läget av välvningen | % av t |
| $f$ | Vingprofilens välvning | % av t |
| $d$ | Tjocklek | % av t |
| $r$ | Nosradie | % av t |
| $\triangle\alpha$ | Tilläggsanfallsvinkel | grader |
| $\alpha_s$ | Anfallsvinkelskillnad vinge-stab. | grader |
| $\frac{t_m}{b}$ | Sidoförhållande | — |
| $v_s$ | Sjunkhastighet | m/sek |
| $c_{wi}$ | Koeff. för inducerade motståndet | — |
| $c_{wtot}$ | Koeff. för totala motståndet | — |
| $TP$ | Tyngdpunkt | — |
| $TC$ | Tryckcentrum | — |
| $LC$ | Lateralcentrum | — |
| $TP—LC$ | Avstånd TP—LC i % av t. | — |
| $KC$ | Startkrokcentrum | — |
| $D$ | Propellerdiameter | cm |
| $S$ | Propellerstigning | cm |