SKRIFTER FRÅN A.-B. ENOCH THULINS AEROPLANFABRIK

I

FLYGMASKINEN

AV

ENOCH THULIN OCH IVAR MALMER

STOCKHOLM. ALBERT BONNIERS FÖRLAG

SKRIFTER FRÅN A.-B. ENOCH THULINS AEROPLANFABRIK

I.

FLYGMASKINEN

AV

ENOCH THULIN OCH IVAR MALMER

STOCKHOLM. ALBERT BONNIERS FÖRLAG

STOCKHOLM
ALB. BONNIERS BOKTRYCKERI 1916

Luftmotståndet.

All flygning med tillämpande av något system »tyngre än luften» grundar sig på ett utnyttjande av de krafter, som väckas till liv, då en kropp rör sig med en viss hastighet i förhållande till den omgivande luften. Det är alltså av allra största vikt för flygmaskinernas och flygkonstens utveckling att känna uppkomstsättet av dessa krafter, det s. k. luftmotståndet, samt huru dess storlek beror av olika faktorer, kropparnas storlek och form, den relativa hastigheten m. m. Då utvecklingen av vår kunskap på detta område långt ifrån hållit jämna steg med framstegen inom de flesta övriga grenar av fysiken och först på de sista åren uppnått någon nämnvärd fyllighet, voro också de första flygförsöken hänvisade till ett ofta föga framgångsrikt och merendels mycket riskfyllt trevande.

Så småningom ha de praktiska erfarenheter, som vunnits efter flygproblemets lösning, och de resultat, som ernåtts genom systematiska laboratorieförsök, fört fram till en relativt stadgad kännedom om luftmotståndets lagar (och deras tillämpning på flygproblemet), vilken ställer våra dagars flygmaskinskonstruktörer och flygare i en avsevärt gynnsammare ställning än för endast några år sedan.

Luftmotståndet mot en plan, tunn platta.

Som all rationell forskning måste börja med det relativt enkla fallet, innan den med några utsikter till framgång kan angripa ett mera komplicerat problem, så ha också de grundläggande aerodynamiska försöken gått ut på att bestämma storleken av luftmotståndet mot en *plan platta*, som rör sig med en viss hastighet i en riktning, som är vinkelrät mot plattan. Hur enkel en sådan uppgift än kan synas, är dock dess lösning i praktiken förenad med så många källor till misstag, att de resultat, vartill en mängd skilda experimentatörer med användande av olika metoder kommo, ofta visade skiljaktigheter på över 50 proc.

Redan en enkel eftertanke säger, att luftmotståndets storlek måste bero av plattans storlek och dess hastighet i förhållande till luften samt ökas på samma gång som dessa båda faktorer. På grund av en rent teoretisk överläggning hade redan Newton kommit till det resultatet, att luftmotståndet bör vara proportionellt mot ytans storlek samt mot hastigheten i kvadrat. Eller i formel uttryckt

$$P = KSV^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

där P betyder motståndet, S ytan och V hastigheten samt K är en konstant, som anger hur stort motståndet eller trycket mot plattan är, ifall ytan och hastigheten båda äro lika med en enhet. Det vanliga är att räkna ytans storlek i kvadratmeter och hastigheten i meter pr sekund samt luftmotståndet eller trycket i kilogram. K betyder alltså, hur många kilograms tryck som utövas mot en platta med en kvadrat-

meters sidoyta, som rör sig framåt i luften en meter pr sekund eller, vilket tydligen medför samma resultat, mot vilken luften rör sig, blåser, med samma hastighet.

Huruvida Newtons formel verkligen är riktig, kan naturligtvis endast en experimentell undersökning avgöra. Det måste då sägas, att alla äldre försök voro föga ägnade att ge något avgörande svar på den frågan. Ett bevis för formelns riktighet skulle naturligtvis ligga däri, att man vid experiment med olika stora plattor och olika hastigheter dock alltid funne samma värde för konstanten K. Nu variera olika äldre experimentatörers värde på K mellan 0,125 och 0,070, och dessa stora avvikelser synas ju tyda på att motståndet ej på det enkla sätt beror av ytan och hastigheten, som Newtons formel anger. Emellertid visa de olika värdena på K, historiskt sett, en bestämd tendens att bli mindre i samma mån försöken ligga närmre vår tid och i samma mån som försöksmetoderna utvecklats, samt närma sig ett slutgiltigt värde av 0,070 à 0,080.

De utan jämförelse mest omfattande och tillförlitligaste undersökningarna över denna fråga ha under de sista åren utförts av Eiffel, som nedlagt ett mångårigt, med oerhörda kostnader förenat och synnerligen fruktbärande arbete på lösningen av denna och övriga för aviatiken betydelsefulla frågor. Eiffels undersökningar[1] kunna numera betraktas som standardverket inom den experimentella aerodynamiken,

[1] G. Eiffel: Recherches expérimentales sur la résistance de l'air. Paris 1907.

G. Eiffel: La résistance de l'air et l'aviation. Paris 1911.

G. Eiffel: Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation. Paris 1914.

och vi få ofta anledning att återkomma till desamma i denna bok.

Den metod, Eiffel använt vid sina senaste och viktigaste undersökningar, består däri att han mäter det tryck, som utövas mot kroppen, då denna placeras i en luftström, i vilken luftpartiklarna röra sig i parallella rätliniga banor. Det kan icke nog starkt pointeras, alldenstund det finnes gott om folk, som svårligen låta sig övertygas i denna punkt, att det *tryck*, som sålunda utövas mot den stillastående kroppen, är precis lika stort och uppstår på precis samma sätt som det *motstånd*, kroppen möter, ifall den med samma hastighet rör sig framåt i stillastående luft. Det är således fullkomligt likgiltigt, om kroppen rör sig framåt t. ex. 10 meter pr sekund i stillastående luft, eller om luften blåser mot kroppen med en hastighet av 10 m. pr sek., eller om kroppen rör sig framåt exempelvis 7 m. pr sek. och luften rör sig i motsatt riktning 3 m. pr sek. — i alla dessa fall åstadkommer kroppen omkring sig precis samma förändringar i luftens tillstånd och påverkas med precis samma kraft. Det avgörande är således kroppens *relativa hastighet i förhållande till luften* och ej dess hastighet i förhållande till jordytan.

Eiffels laboratorium utgöres av en kammare, i vars två motsatta väggar mitt emot varandra mynna tvenne vida tuber eller munstycken av 1,5 m. — i de senaste försöken 2 m. — diameter.

I den ena tuben är placerad en kraftig ventilator, som kan suga en luftström med en hastighet av ända upp till 40 m. pr sek. genom experimentkammaren.

I denna horisontella luftströms mitt placeras nu den kropp, för vilken luftmotståndet skall bestämmas, fast förbunden med en vertikal vågbalans, så att det utövade trycket helt enkelt väges. Medelst lämpliga apparater kan vidare hastigheten av luftströmmen bestämmas.

Som ett resultat av Eiffels undersökningar framgår, att värdet av »luftmotståndskonstanten» K för plana plattor ej i någon större grad beror av hastigheten, d. v. s. att luftmotståndet verkligen kan sägas vara proportionellt mot hastigheten i kvadrat. Detta gäller med en för praktiska tillämpningar alldeles tillräcklig noggrannhet, så länge man håller sig inom de hastigheter, som speciellt ha intresse för aviatiken. Vid små och likaså vid mycket stora värden på hastigheten är luftmotståndet större än det, som kan beräknas med användande av Newtons formel.

Däremot beror värdet av K (vi tänka fortfarande på plana plattor) i någon mån av plattans storlek och framför allt av dess geometriska form. Nedanstående tabell visar några experimentellt funna värden av K för *kvadratiska* plattor av olika storlek.

Tabell 1.

Plattans dimensioner	K
10 × 10 cm.	0,065
15 × 15 »	0,066
25 × 25 »	0,067
35,7 × 35,7 »	0,072
50 × 50 »	0,075
70,7 × 70,7 »	0,077
100 × 100 » (= 1 m.^{2})	0,079

För små plattor är således luftmotståndet relativt mindre än för stora. Från och med en storlek av 1 m^2 synes luftmotståndskonstanten ej vidare ökas. För plattor med denna eller större yta kan konstanten med tillräcklig noggrannhet sättas = 0,080.

Ett vida större inflytande har som sagt ytans geometriska form. Jämföres t. ex. en serie rektangelformade plattor med lika stor yta, så visar sig motståndet öka på samma gång som förhållandet mellan plattans längd och bredd. Vi kunna kalla detta förhållande plattans »förlängning». Detta faktum har för övrigt länge varit känt. Som ett kvantitativt exempel anföres följande tabell. Alla plattorna ha här ytan 225 cm^2.

Tabell 2.

Plattans dimensioner	Förlängning	K	$\frac{K \text{ (rektangel)}}{K \text{ (kvadrat)}}$
15 × 15 cm.	1	0,066	1
18,4 × 12,25 »	1,5	0,0685	1,04
26,0 × 8,6 »	3	0,0705	1,07
36,9 × 6,1 »	6	0,0725	1,10
47,4 × 4,76 »	10	0,0755	1,145
58,05 × 3,96 »	14,6	0,0825	1,25
67,05 × 3,35 »	20	0,0885	1,34
82,35 × 2,7 »	30	0,092	1,40
95 × 2,3 »	41,5	0,0945	1,435
106 × 2,1 »	50	0,097	1,47

För t. ex. en spjäla, som är 50 gånger längre än den är bred, är alltså motståndet, såsom sista kolumnen visar, nära en och en halv gånger större än för en lika stor platta av kvadratisk form. Av alla

rektanglar med given yta har som bekant kvadraten den *minsta omkretsen*, och rektangelns omkrets ökas på samma gång som förlängningen växer. Det ser alltså ut, som om motståndet vore beroende även av omkretsens storlek och ökades med denna. Som cirkeln har mindre omkrets än alla andra ytor av samma storlek, bör då motståndet mot en cirkelrund platta vara något mindre än mot kvadraten, och detta ådagalägges också av gjorda mätningar.

Föregående resultat gälla alla för en mycket tunn plan platta.

Luftmotståndet mot kroppar.

För att kunna jämföra motståndsmätningarna för kroppar med utsträckning i alla tre dimensionerna med resultaten för en tunn platta måste man naturligtvis referera sina mätningar för kroppen i fråga till en bestämd yta, som på något sätt återfinnes hos kroppen. Man väljer då, såsom naturligt är, den största genomskärningsyta, som kroppen erbjuder vinkelrätt mot luftströmmen. Sedan man bestämt kroppens motstånd, har man att dividera detta med produkten av denna genomskärningsyta och hastighetens kvadrat och erhåller då en luftmotståndskonstant, som karaktäriserar den givna kroppsformen. Vi skola närmast se, hur K förändras, om en tunn cirkulär platta får växa ut till en cylinder av allt större och större längd, medan luftströmmen fortfarande träffar vinkelrätt mot basytan. I nedanstående tabell (tabell 3) återfinnas resultaten för olika cylindrar, alla med basdiametern 15 cm. men med höjden lika med resp. 1, 2, 3 o. s. v. gånger basytans radie.

Tabell 3.

Höjd	K	$\frac{K\text{ (cylinder)}}{K\text{ (platta)}}$
0 (= platta)	0,066	1,0
1 basradie	0,066	1,0
2 basradier	0,0555	0,84
3 »	0,0525	0,80
4 »	0,051	0,77
6 »	0,051	0,77
8 »	0,0515	0,78
14 »	0,059	0,89

Såsom synes undergår motståndet, då höjden växer över 1 basradie, en plötslig minskning för att sedan vid mycket långa cylindrar återigen öka. Om ändarna av den längsta cylindern avslutas med ett par halvklotformiga ytor, så sjunker motståndskonstanten från 0,059 till 0,012. Förhållandet äger emellertid större intresse för styrbara luftskepp av Zeppelintyp än för flygmaskiner.

För en cylinder av t. ex. 3 cm. diameter och 100 cm. höjd, som träffas av luftströmmen vinkelrätt mot längdriktningen, är $K = 0{,}060$. För en platta av samma storlek som cylinderns tvärgenomskärning är $K = 0{,}093$, alltså utgör cylinderns motstånd endast 0,64 av plattans.

På flygmaskiner användas i stor utsträckning stöttor och rör av stål eller trä, dels till landningsställ, dels vid biplan till stöd mellan vingarna m. m. Ett biplan av t. ex. M. Farmantyp har ej mindre än omkring 60 meter dylika stöttor. Eiffel har bestämt motståndet utom för cylinderformiga stöttor även för

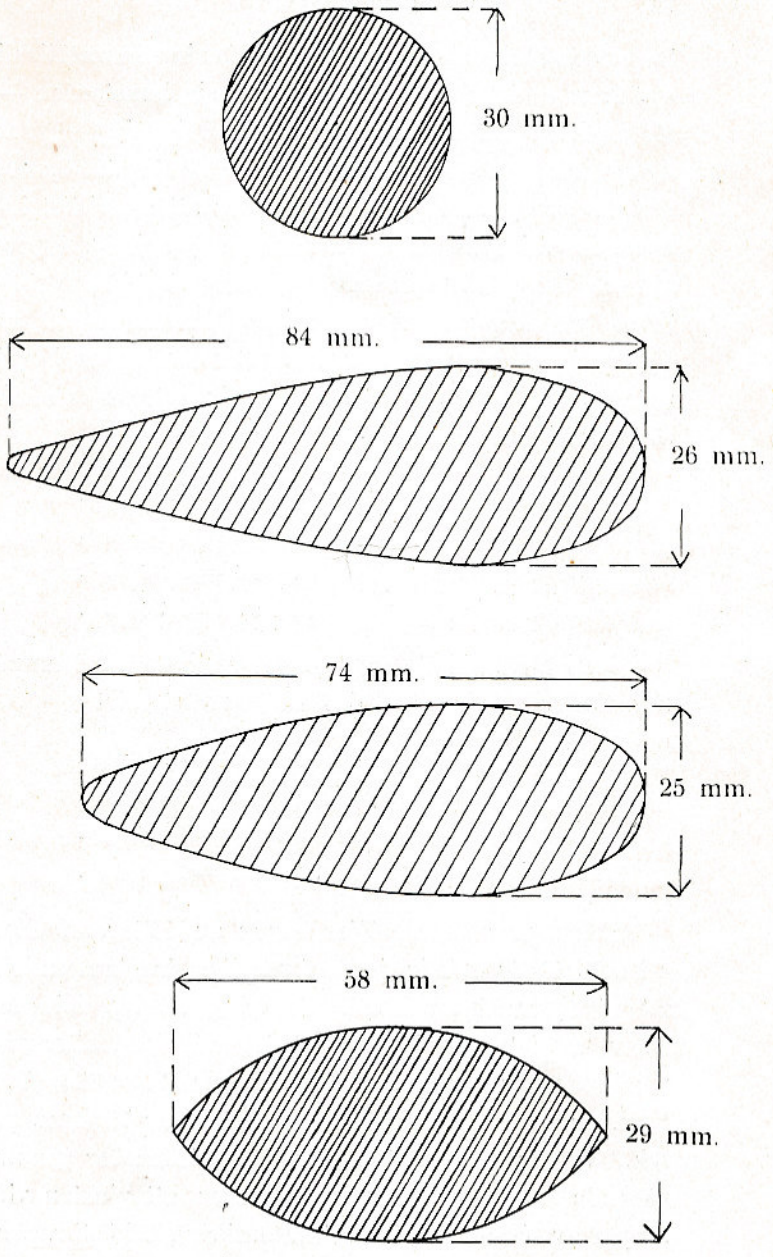

Fig. 1.

tre andra slag, vilkas tvärgenomskärning framställes i fig. 1: *b*, *c*, *d*. För *b* och *c* visade sig konstanten — för de hastigheter, som intressera vid flygning — vara 0,008 och 0,009 resp., medan för *d* *K* steg till 0,040. Det är av synnerligen stort intresse att se, vilket inflytande valet av stöttor mellan de fyra i fig. 1 profilerade har på storleken av det luftmotstånd, som stöttorna på den nämnda maskinen framkalla vid en flyghastighet av 20 m. pr sek. Om stöttornas längd antages till 60 m., bli genomskärningsytorna, vinkelrätt mot luftströmmen,

för *a* ..... $60 \times 0{,}030 = 1{,}80$ m²,
» *b* ..... $60 \times 0{,}025 = 1{,}50$ » ,
» *c* ..... $60 \times 0{,}026 = 1{,}56$ » ,
» *d* ..... $60 \times 0{,}029 = 1{,}74$ » .

Med användande av de nyss angivna värdena på konstanterna blir alltså det totala motståndet

för *a* ..... $0{,}060 \times 1{,}80 \times 20^2 = 43{,}2$ kg.,
» *b* ..... $0{,}008 \times 1{,}50 \times 20^2 = 4{,}8$ » ,
» *c* ..... $0{,}009 \times 1{,}56 \times 20^2 = 5{,}6$ » ,
» *d* ..... $0{,}040 \times 1{,}74 \times 20^2 = 27{,}8$ » .

Om man således väljer någon av stöttorna *b* eller *c* i stället för *a*, blir den erforderliga dragkraften för att föra maskinen framåt omkring 38 kg. mindre. D. v. s. det erforderliga arbetet minskas, eftersom maskinen går framåt 20 m. pr sek., med $20 \times 38 = 760$ kgm. pr sek. Då en hästkraft motsvarar 75 kgm. pr sek., vinner man alltså cirka 10 hästkrafter genom nämnda val. På samma sätt inses, att vinsten vid utbyte av *d* mot *b* eller *c* blir omkring 6 hästkrafter.

För att ytterligare framhålla den viktiga roll, kroppsformen spelar för luftmotståndet, anges här nedan värdena på K för en cirkelrund platta med 25 cm. diameter, ett klot med samma diameter, ett skålformigt halvklot, som vänder ena gången den utåtbuktiga och andra gången den inåtbuktiga ytan mot vinden. Diametern är överallt densamma

	K
Platta	0,066
Klot	0,011
Utåtbuktig halvsfär	0,021
Inåtbuktig »	0,083

Om man jämför motståndet för klotet ($K = 0{,}011$) och den utåtbuktiga halvsfären ($K = 0{,}021$), vilka båda vända en precis likadan front mot luftströmmen, så inses, att luftmotståndet ej blott bestämmes av den av luftströmmen träffade frontytans form utan i hög grad även av den ytform, som avslutar kroppen på läsidan. Luftmotståndet reduceras i detta exempel till hälften, om denna yta är sfärisk utåt i stället för inåt.

Belysande för detta förhållande äro också de olika motstånd en kon med klotformig avslutning vid basen (fig. 2) röner, ifall den rör sig med spetsen eller med

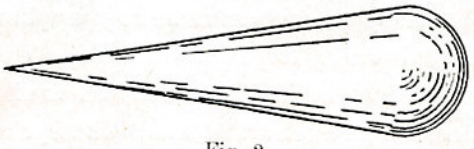

Fig. 2.

den avrundade ändan före. I förra fallet är $K = 0{,}0101$, i senare $K = 0{,}0055$, d. v. s. endast hälften av förra värdet. En sfärisk yta, som avslutas med en

långsträckt kon bakåt, erfar tydligen endast hälften så stort motstånd som ett klot och endast ungefär tolftedelen så stort motstånd som motsvarande plana platta.

Som ännu ett exempel på det praktiska värdet av ett experimentellt studium av luftmotståndet må anföras resultatet av en undersökning, som Eiffel gjort över motståndet hos hjul för flygmaskiners landningsställ. Ett Farmanhjul med ekrarna fria visade vid en hastighet av 25 m. pr sek. och i den ställning, det intar vid flygning, ett motstånd av 1,90 kg., medan samma hjul med ekrarna dolda av spänd väv erfor motståndet 0,94 kg., således 0,96 kg. mindre. För 4 hjul blir således med inhöljda hjul vinsten i dragkraft 3,84 kg., vilken i stället kan utnyttjas för bärande av 25 kg. nyttig last, t. ex. 35 liter benzin. Vore hastigheten 30 m. pr sek. skulle vinsten i dragkraft räcka för en ökning av benzinförrådet med 50 liter.

Luftmotståndets natur.

Det är givetvis av stort ej blott teoretiskt utan även praktiskt intresse att känna till arten av de förändringar i luftens tillstånd, som åstadkommes av den rörliga kroppen, och som betinga uppkomsten av den kraft, vi kalla för luftmotståndet. Upplysning härom har man vunnit dels genom att med lämpliga tryckmätare, manometrar, studera lufttrycket på en mängd punkter i närheten av kroppen, både framom och bakom, och dels genom att medelst t. ex. rök, fint pulver, lätta silkestrådar göra luftpartiklarnas banor, de s. k. strömlinjerna, i närheten av kroppen

synliga. Manometerförsöken ge vid handen, att framför kroppen i stort sett en ökning av lufttrycket äger rum, naturligtvis beroende på en sammanpressning av luften, medan bakom kroppen lufttrycket är mindre än omgivningens. Den kraft, varmed kroppen tryckes tillbaka, är lika med summan av tryckökningen framom och tryckminskningen bakom. Vid en plan platta, som träffas vinkelrätt av luftströmmen, utgör tryckminskningen bakom ungefär en tredjedel av hela motståndet och tryckökningen framom två tredjedelar. I vissa andra fall, och isynnerhet vid snett infall av luftströmmen, vartill vi återkomma i nästa kapitel, ligger huvudparten av motståndet i tryckminskningen bakom.

Nedanstående reproduktioner av några strömlinjefotografier, upptagna av H. Coanda med användande av rökmetoden, ge en god föreställning om vad som egentligen tilldrager sig i närheten av den rörliga kroppen. Fig. 3 *a* åskådliggör strömlinjernas deviation

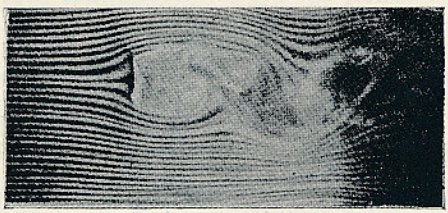

Fig. 3 *a*.

vid vinkelrätt infall mot en plan platta — plattan rör sig åt vänster eller luften åt höger. Redan ett gott stycke framför plattan börja strömlinjerna avlägsna sig från varandra, tydande på att framför plattan luften är betydligt sammanpressad. Bakom plattan

sluta sig strömlinjerna först långsamt tillsamman, inneslutande bakom plattan ett rum, som delvis är uppfyllt av virvlar — det är rummet för den relativa luftförtunningen. Fig. 3 *b* och *c* ge en god föreställ-

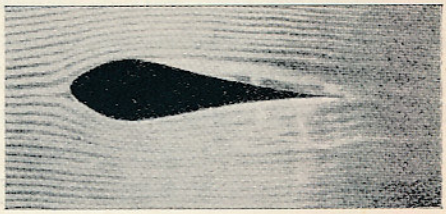

Fig. 3 *b*.

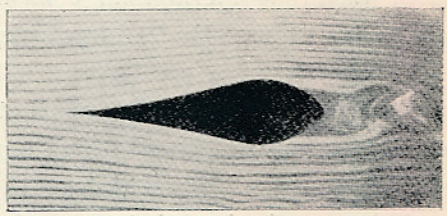

Fig. 3 *c*.

ning om orsaken till att luftmotståndet mot den konformade kroppen med avrundad bas är betydligt mindre, då den rör sig med basen i stället för med spetsen förut. Som fig. 3 *b* visar, ansluta sig då kroppens konturer i det närmaste till strömlinjernas form, medan i det andra fallet, såsom fig. 3 *c* visar, bakom kroppen utbildas ett luftförtunnat rum, som bidrar att öka motståndet mot rörelsen. Det motstånd, en kropp röner i luften, minskas således i samma mån kroppen har strömlinjeform. Detta ger en viktig riktlinje vid konstruktionen av alla sådana delar på en flygmaskin, som utöva ett passivt eller skadligt motstånd mot rörelsen. Samma synpunkt

gör sig naturligtvis gällande vid konstruktionen av t. ex. fartyg och alla slags motorfordon.

Alla värden på luftmotståndskonstanten, som anförts i detta kapitel, hänföra sig till ett lufttryck av 760 mm. och temperaturen 15°. Luftmotståndet beror emellertid av luftens täthet eller specifika vikt och kan med god approximation sättas proportionellt mot denna. Mellan en mycket varm sommardag med lågt lufttryck och en kall vinterdag med högt lufttryck kan tätheten och således luftmotståndet differera med omkring 30 procent.

Flygningens teori.

Ortoptären.

Den närmast till hands liggande metoden att realisera flygning på dynamisk väg, d. v. s. med utnyttjande av luftmotståndet, är naturligtvis den, som erbjuder sig vid iakttagande av fåglarnas flykt. Nu är ett noggrant iakttagande av fågelflygningens mekanism ingen lätt sak, och den uppfattningen ligger nära, att fågeln upphäver sin tyngd helt enkelt genom att föra vingen nedåt med tillräcklig hastighet och därigenom framkalla det luftmotstånd, som behövs för att bära honom. En hel del tidigare flygmaskinsuppfinnare söka också åstadkomma den bärande kraften på ett dylikt sätt. Ett eller flera plan eller vingar föras nedåt med en viss hastighet och försättas sedan vid upplyftandet i en sådan ställning, att luftmotståndet då blir så litet som möjligt. Man har då den s. k. ortoptären, som begagnar sig av luftmotståndet vid vinkelrätt infallande luftström.

Låtom oss undersöka möjligheten av en dylik flygning.

Vi tänka oss då först en dylik maskin eller en fågel med utsträckta stillastående vingar placerad högt upp i luften med vingarnas plan parallella med marken. Han måste då falla mot marken, och vi an-

taga, att under fallet vingen förblir horisontell. Till en början ökar hastigheten oupphörligt, men så småningom har luftmotståndet, vilket ju ökas med hastigheten, uppnått samma värde som tyngden, och maskinen eller fågeln fortsätter sedan sitt fall med jämn hastighet. För att vingen genom sina rörelser skall vara i stånd att hålla maskinen svävande, måste den ständigt röra sig nedåt med just denna största fallhastighet, ty därigenom blir den bärande kraften lika med tyngden. Vi bortse då ifrån att den i själva verket måste röra sig med en större hastighet, dels för att motverka fallandet under den tid, vingen rör sig uppåt, dels för att övervinna verkan av den uppkomna nedåtgående luftströmmen. Om vi antaga, att denna största fallhastighet är V m. pr sek., att den horisontella genomskärningsytan hos fågeln eller maskinen (= vingytan) är S m.^{2}, tyngden P kg. och luftmotståndskonstanten K, råder följande relation

$$P = KSV^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

P är då även storleken av den kraft, varmed vingen måste verka på luften. Eftersom vingen måste röra sig med den »största fallhastigheten» V m. pr sek., så blir då det arbete, som motorn måste uträtta, lika med PV kgm. i sekunden. Motorns effekt måste alltså vara $\frac{PV}{75}$ hästkrafter.

Vi benämna arbetet pr sekund (= PV kgm.) med A och erhålla således följande två ekvationer

$$P = KSV^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

$$(PV =) \quad A = KSV^3 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Härur elimineras V, och vi erhålla

$$\frac{A^2}{P^3} = \frac{1}{KS}$$

eller, efter multiplikation med P,

$$\frac{A^2}{P^2} = \frac{1}{K} \cdot \frac{P}{S} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

eller

$$\frac{A}{P} = \sqrt{\frac{1}{K}} \cdot \sqrt{\frac{P}{S}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

Denna ekvation ger oss arbetet dividerat med vikten, d. v. s. arbetet pr viktenhet. Det är detta förhållande, som avgör lösningens möjlighet, ty arbetet pr viktenhet får naturligtvis ej överskrida vad existerande motorer kunna prestera. Av högra membrum synes, att detta arbete kan minskas genom att göra antingen P mindre eller S större. Om vikten P är given, återstår alltså endast att göra ytan S större. Vi skola se, hur stor vingyta (vi antaga vingen viktlös) en människa av 75 kg. vikt behöver för att på detta sätt hålla sig svävande, under antagande att hon kan prestera 0,2 hästkrafter eller 15 kgm. pr sek. K sättes $= 0{,}08$. Insättas värdena i ekv. (4), erhålles

$$\frac{15^2}{75^2} = \frac{1}{0{,}08} \cdot \frac{75}{S}$$

vilket ger $S = 23437$ m^2. Detta om vingen är utan vikt. Reflexionerna göra sig själva.

Återstår att se, om en ortoptär kan höja sig med tillhjälp av en motor.

Vi taga till utgångspunkt ekvation (5),

$$\frac{A}{P} = \sqrt{\frac{1}{K}} \sqrt{\frac{P}{S}}$$

A betyder här arbetet pr sekund, uttryckt i kgm. pr sek. Dividera vi med 75, kommer $\frac{A}{75}$ att betyda antalet hästkrafter. Detta benämna vi H och få

$$\frac{H}{P} = \frac{1}{75} \sqrt{\frac{1}{K}} \sqrt{\frac{P}{S}}.$$

Insättes $K = 0{,}08$, få vi approximativt

$$\frac{H}{P} = 0{,}05 \sqrt{\frac{P}{S}} \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

Här betyder $\frac{P}{S}$ belastningen pr ytenhet (m^2) av vingen. Om denna är bekant, ger oss högra membrum i (6) det erforderliga hästkraftantalet pr kilogram last (med last menas då hela maskinens vikt). Inverteras detta värde, kommer det att ge $\frac{P}{H}$, d. v. s. vikten pr hästkraft. Motorns vikt utgör nu endast en del av hela vikten, vi kunna ju antaga en fjärdedel, så länge vingytan ej har alltför stora dimensioner. Om alltså det erhållna värdet av $\frac{P}{H}$ divideras med 4, erhålles den högsta tillåtna vikten av motorn pr hästkraft, för att flygning med den givna belastningen pr m^2 skall vara möjlig. I nedanstående tabell äro sammanförda några

värden på belastningen pr m^2 och motsvarande högsta motorvikt pr hästkraft.

Belastning pr m^2 kg.	Motorns vikt pr hästkraft kg.
0,5	7,07
1,0	5,00
2,0	3,54
3,0	2,89
4,0	2,50
5,0	2,36
6,0	2,04
7,0	1,89
8,0	1,77
9,0	1,67
10,0	1,58
15,0	1,29
20,0	1,12
30,0	0,90
50,0	0,71

Det är att märka, att sista kolumnen ger motorns maximumvikt pr *effektiv* hästkraft. Nu kan ju endast en del av motorns nominella hästkraftantal utnyttjas för nyttigt arbete. Om vi antaga en verkningsgrad av 0,5, får motorns maximumvikt pr *nominell* hästkraft tydligen endast vara hälften av de ovan angivna värdena.

I våra dagar äro ju motorer med en vikt av 1 kg. pr nominell hästkraft, d. v. s., under det gjorda antagandet om verkningsgraden, 2 kg. pr effektiv hästkraft, möjliga. Av tabellen framgår, att denna motorvikt svarar mot en största belastning av 6 kg. pr m^2.

Med en största belastning av 6 kg. pr m^2 och en synnerligen lätt modern roterande motor skulle således en ortoptär kunna hålla sig svävande. För att lyfta 300 kg. skulle då behövas en vingyta av 50 m^2. Motorn skulle då väga 75 kg., och om vi antaga en förare av vikten 75 kg., skulle för vingkonstruktionen med transmissioner återstå vikten 150 kg. Att hålla vingar av 50 m^2 yta med alla de anordningar, som krävas för rörelsen, inom vikten 150 kg. torde dock medföra stora svårigheter.

Låta vi motorn väga 2,5 kg. pr nominell hästkraft (= 5 kg. pr effektiv hästkraft), blir den högsta tillåtliga belastningen 1 kg. pr m^2. För en flygmaskin av 500 kg. vikt äro vi då uppe i en vingyta av 5 ar. Omöjligheten av en sådan konstruktion ligger i öppen dag.

Fåglarnas flykt.

Det är också lätt att med några siffror övertyga sig om, att det icke kan vara med denna metod, som fåglarna realisera sin flygning. En svala t. ex. skulle med den vingyta, som står henne till buds, behöva prestera ej mindre än 0,0009 hästkrafter endast för att hålla sig svävande på samma punkt. Med sin vikt av ungefär 16 gram, skulle hon således förmå leverera ungefär $\frac{1}{17}$ hästkraft pr kilogram vikt. En människa av 85 kg. vikt skulle då för att vara likvärdig med svalan kunna prestera 5 hästkrafter. En and skulle med en vikt av 925 gram förena en motorstyrka av 0,15 hästkrafter, d. v. s. ungefär $\frac{1}{6}$ hästkraft pr kg. Man jämföre 15 hästkrafter av en människa! Det är naturligtvis ej möjligt, att fåglarna som

motorer betraktade skulle arbeta med så oerhört många gånger större effekt än övriga varelser. Eftersom de dock ha löst flygningens problem, måste de alltså begagna sig av något mera ekonomiskt sätt att utnyttja luftmotståndet än det, vi nu ha diskuterat.

Hemligheten ligger däri, att de ej röra vingarna så, att den relativa luftströmmen träffar dem vinkelrätt *utan snett och bildar en relativt liten vinkel med vingens plan.* En del av det goda resultatet beror dessutom på *vingens långsträckta form* och en svag *böjning av dess tvärprofil.* I och med det att vi kommo underfund med det »sneda infallets ekonomi», var vårt flygproblem teoretiskt löst, och man hade endast att bida den lämpliga motorn för att omsätta lösningen i praktiken.[1]

Flygmaskinens "kvalitet".

För att kunna klargöra för oss den ekonomisering, som åstadkommes av de nämnda tre faktorerna, skola vi först bestämma, vad det egentligen är, som gör ett system mera ekonomiskt än ett annat. Det ena systemet låta vi vara det nyss beskrivna, ortoptären, för vilket gällde

$$\frac{A}{P} = \sqrt{\frac{1}{K}} \cdot \sqrt{\frac{P}{S}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

[1] En mekanisk »vingflygare» i stil med fåglarna är naturligtvis ingen omöjlighet, om den blott liksom de utnyttjar det sneda infallet. En möjlighet till förbättring av ortoptären ligger också i att göra vingarnas rörelse accelererad; luftmotståndet är nämligen betydligt större vid accelererad rörelse än vid likformig. Vi hänvisa härutinnan till *Enoch Thulin:* »Om luftmotståndet .... vid accelererad rörelse,» Lund 1912.

där A är motoreffekten (den effektiva) i kgm. pr sek., P vikten i kg. och S ytan i m² samt K luftmotståndkonstanten vid vinkelrätt infall av luftströmmen. Vi tänka oss ett annat system, där motsvarande faktorer äro A_1, P_1 och S_1, och som på ett eller annat sätt realiserar ett annat värde, K_1, på konstanten. För detta system gäller

$$\frac{A_1}{P_1} = \sqrt{\frac{1}{K_1}} \cdot \sqrt{\frac{P_1}{S_1}} \quad \ldots \ldots \quad (8)$$

Man säger, att det senare systemet är mera ekonomiskt än det förra, ifall $\frac{P_1}{S_1}$ är större än $\frac{P}{S}$, medan $\frac{A_1}{P_1}$ är lika stort som $\frac{A}{P}$. Man har kallat förhållandet mellan $\frac{P_1}{S_1}$ och $\frac{P}{S}$ för det senare systemets *kvalitet*. Om $\frac{P_1}{S_1}$ är större än $\frac{P}{S}$ men arbetet pr viktenhet lika $\left(\frac{A_1}{P_1} = \frac{A}{P}\right)$, kan man tydligen lyfta samma vikt ($P_1 = P$) med användande av mindre vingyta ($S_1 < S$) men med samma motorstyrka. Eftersom nämligen $\frac{A_1}{P_1} = \frac{A}{P}$ men $P_1 = P$, så är också $A_1 = A$. Att med samma motor lyfta samma vikt med en mindre vingyta innebär tydligen en kvalitetsförbättring, en ekonomisering av vingens verkningssätt.

Vi kunna också se saken så, att eftersom $\frac{A_1}{P_1}$ är lika med $\frac{A}{P}$, då $\frac{P_1}{S_1}$ har ett visst *större* värde än $\frac{P}{S}$, så måste, ifall man minskar $\frac{P_1}{S_1}$ till likhet med $\frac{P}{S}$, även

$\frac{A_1}{P_1}$ bli *mindre* än $\frac{A}{P}$. Med andra ord, man kan med samma vingyta lyfta samma vikt med ett mindre arbete. Detta innebär tydligen också detsamma, som att man med ett system, som arbetar mera ekonomiskt än det ortoptära, ej behöver fordra en så stor reduktion av motorns vikt.

Ur de båda ekvationerna (7) och (8) erhålles, eftersom vid maximalbelastning $\frac{A_1}{P_1}$ skulle vara lika med $\frac{A}{P}$,

$$\frac{1}{K_1} \cdot \frac{P_1}{S_1} = \frac{1}{K} \cdot \frac{P}{S}$$

eller

$$\frac{\frac{P_1}{S_1}}{\frac{P}{S}} = \frac{K_1}{K} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (9)$$

I (9) betyder vänstra sidan kvaliteten av det andra systemet — en bättre kvalitet innebär således att K_1 är större än K.

Varje system, som realiserar ett större värde på konstanten än K, är således ett mera ekonomiskt system än det ortoptära.

Vi övergå nu till en undersökning av det sneda infallet.

Det sneda infallets ekonomi.

På fig. 4 föreställer AB genomskärningen av vingen, som rör sig åt höger med hastigheten V m. pr sek., så att den relativa luftströmmen infaller mot

vingen i riktningen CO, bildande vinkeln i med vingens plan. Denna vinkel kalla vi infallsvinkeln eller flygvinkeln. Den snett infallande luftströmmen åstadkommer ett luftmotstånd mot plattans rörelse,

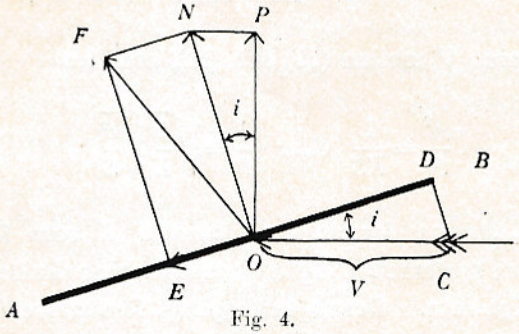

Fig. 4.

och om storleken och riktningen av denna kraft har rått mycken strid mellan skilda teoretici, innan ännu experimentet sagt sitt avgörande ord. En riktning resonerade på följande sätt. Luftströmmens relativa hastighet V ($= CO$) kan uppdelas i två komposanter, DO parallellt med plattan — den åstadkommer intet motstånd alls — och $CD = V \cdot \sin i$ vinkelrätt mot plattan. Den senare hastighetskomposanten åstadkommer motståndet ON, vinkelrätt mot plattan och enligt Newtons formel $= KS(V \sin i)^2$. Detta normaltryck kan uppdelas i två komposanter, PN parallellt med plattans rörelse och OP vinkelrätt däremot. Den förra komposanten är det motstånd, som måste övervinnas för att hålla plattan i rörelse, den senare är lika med tyngden, ifall plattan rör sig horisontellt och därvid håller sig svävande. Det arbete A, som måste uträttas pr sekund, är då lika med produkten av kraften PN och hastigheten V, således

$$A = KS(V \sin i)^2 \sin i \cdot V = KSV^3 \sin^3 i \quad . \quad (10)$$

Vikten P är lika med komposanten $OP = KSV^2 \sin^2 i \cdot \cos i$. Om vinkeln i är liten, kan $\cos i$ sättas $= 1$. Alltså

$$P = KSV^2 \sin^2 i \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Elimineras V mellan (10) och (11), erhålles

$$\frac{A^2}{P^3} = \frac{1}{KS} \quad \text{eller} \quad \frac{A}{P} = \sqrt{\frac{1}{K}} \sqrt{\frac{P}{S}},$$

d. v. s. samma formel med samma K som för det ortoptära systemet. Någon ekonomisering skulle alltså ej ha ägt rum. Denna tankegångs försvarare förfäktade också mycket riktigt, att flygningen var lika omöjlig med det sneda infallet som med det vinkelräta.

Nu följer emellertid naturen, såsom experiment visa, dessbättre ej detta schematiska resonemang. I verkligheten bildar det uppkomna motståndet (OF) en viss liten vinkel med plattans normal, och dess storlek är en annan, än det anförda resonemanget fordrade. Vinkeln med normalen är emellertid liten, och om motståndet OF uppdelas i komposanterna OE och ON, resp. parallellt och vinkelrätt mot plattan, kan OE försummas i det följande resonemanget. Komposanten ON blir emellertid ej lika med $KSV^2 \sin^2 i$ utan beror på ett helt annat sätt av infallsvinkeln i. Vi kalla ON vid infallsvinkeln i för N_i och trycket mot plattan vid vinkelrätt infall av luftströmmen för N_{90}. Genom experiment kan förhållandet $\frac{N_i}{N_{90}}$ bestämmas för olika infallsvinklar.

Detta förhållande beteckna vi med funktionen $f(i)$. Som N_{90} är lika med KSV^2, blir alltså

$$N_i = KSV^2 f(i).$$

På värdet av $f(i)$ kommer det att bero, om det sneda infallet skall medföra någon ekonomisering. Är $f(i) = \sin^2 i$, så är, som vi sett, det sneda infallet likvärdigt med det vinkelräta.

Som vinkeln i är liten, kan vikten P sättas lika med N_i. Alltså

$$P = KSV^2 \cdot f(i) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Det uträttade arbetet pr sekund, A, blir fortfarande produkten av det horisontella motståndet (PN) och hastigheten. Alltså

$$A = KSV^2 f(i) \cdot \sin i \cdot V = KSV^3 f(i) \sin i \quad . \quad (13)$$

Elimineras V i (12) och (13), erhålles

$$\frac{A^2}{P^3} = \frac{1}{KS} \cdot \frac{\sin^2 i}{f(i)}$$

eller

$$\frac{A}{P} = \sqrt{\frac{1}{K \frac{f(i)}{\sin^2 i}}} \sqrt{\frac{P}{S}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

Genom det sneda infallet ha vi således realiserat ett annat värde än K på konstanten, nämligen $K_1 = K \cdot \frac{f(i)}{\sin^2 i}$. Om $f(i)$ är större än $\sin^2 i$, blir tydligen K_1 större än K, och en ekonomisering har enligt

formel (9) (sid. 26) kommit till stånd. Vore händelsevis $f(i)$ mindre än $\sin^2 i$, bleve K_1 mindre än K, och det sneda infallet vore mindre ekonomiskt än det vinkelräta. Är $f(i)$ lika med $\sin^2 i$, äro de båda systemen som sagt likvärdiga.

Ända sedan slutet av 1800-talet har man tack vare experiment haft klart för sig, att $f(i)$ är många gånger större än $\sin^2 i$ för små infallsvinklar. Vi skola här begagna oss av Eiffels senaste resultat, ehuru dessa i tiden komma efter flygningens realiserande genom det sneda infallet i och med aeroplanet. De äro nämligen de mest uttömmande och värdefullaste och ge i sin helhet en mängd hållpunkter för en ytterligare förbättring av ekonomien.

På fig. 5 framställes grafiskt funktionens $f(i)$ $\left(= \frac{N_i}{N_{90}}\right)$ beroende av infallsvinkeln i för en del plana plattor med olika »förlängning». Dessutom har för jämförelse infällts den kurva, som representerar $\sin^2 i$. Som synes ligga alla kurvor över $\sin^2 i$; $f(i)$ är således alltid större än $\sin^2 i$, och det sneda infallet medför alltid en viss ekonomisering. För den kvadratiska plattan når $f(i)$ vid omkring 38° ett synnerligen högt värde. N_i är här nära en och en halv gånger större än N_{90}. Man skulle då möjligen tro, att en kvadratisk vinge, som drives fram under en infallsvinkel av 38°, skulle medföra en större ekonomisering än i något annat fall. Men, som vi erinra oss från ekv. (14) (sid. 29), var det ej $f(i)$ ensamt, som bestämde ekonomiseringens storlek, utan förhållandet $\frac{f(i)}{\sin^2 i}$. Redan

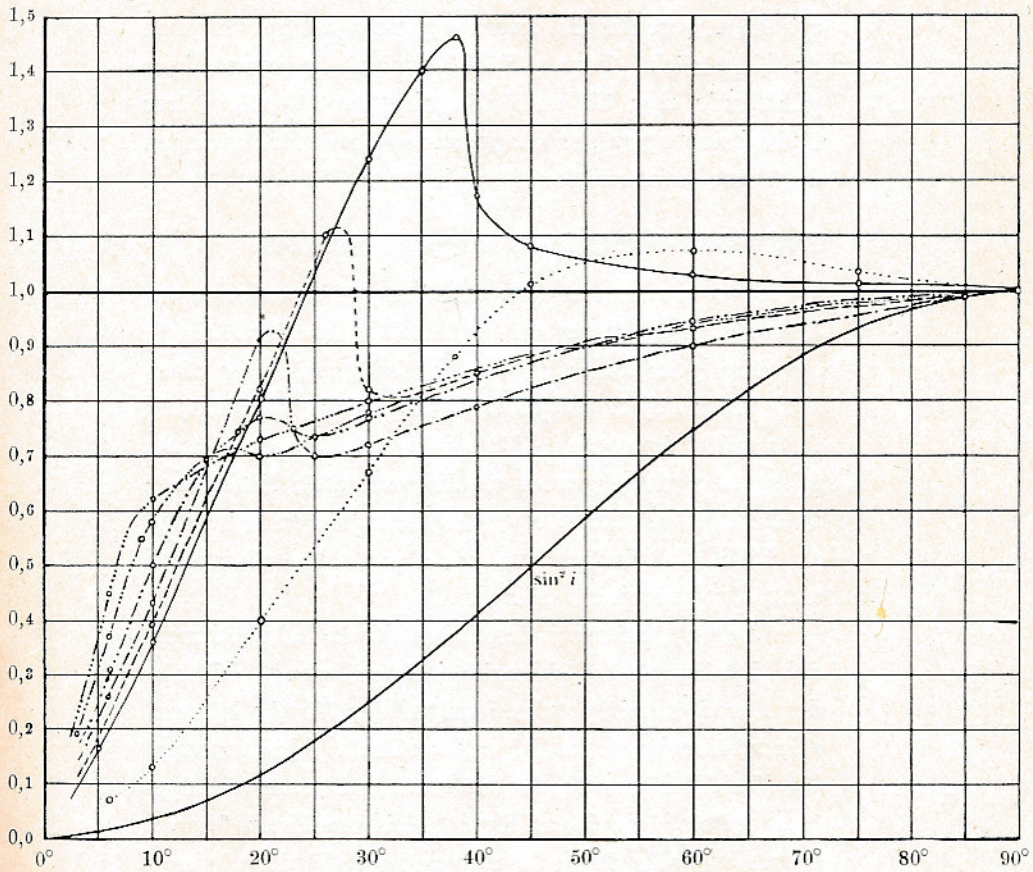
kvadratisk platta
platta med förlängningen 1,5
» » » 2
» » » 3
platta med förlängningen 6
» » » 9
» » » 1/6
1,5
1,4
1,3
1,2
1,1
1,0
0,9
0,8
0,7
0,6
0,5
0,4
0,3
0,2
0,1
0,0
0°
10°
20°
30°
40°
50°
60°
70°
80°
90°
sin² i

Fig. 5.

en flyktig blick på fig. 5 visar, att detta förhållande uppnår betydligt större värden för andra kurvor vid infallsvinklar under 10°, emedan här $\sin^2 i$ är mycket liten. Som också framgår av fig. 5 ligga här kurvorna högre, ju större plattans »förlängning» är, och härav rättfärdigas utan vidare utredning den andra metoden att höja aeroplanets kvalitet genom att ge vingarna en långsträckt form. Förbättringen är synnerligen påfallande upp till en förlängning av 6 — för större förlängning uppväger knappast den ökade förbättringen de ökade konstruktionssvårigheterna.

Kvalitetens beroende av vingprofilens form.

Som vi nämnde i samband med diskussionen om fåglarnas flykt, ligger en tredje källa till förbättring i en lämplig krökning av vingens tvärprofil, eller, eftersom vingen ej är en yta utan en kropp, i en lämplig form på tvärprofilen. Vi skola åskådliggöra denna faktors betydelse genom ett diagram efter Eiffel, men måste då förutskicka en redogörelse för en ny metod av Eiffel att jämföra kvaliteten hos olika vingar och att utföra mätningar härför.

Vingen placeras i den konstgjorda luftströmmen, och infallsvinkeln[1] i varieras efter behag. Medelst den aerodynamiska vågen mätas var för sig luftmotståndets horisontella (R_x) och vertikala (R_y) komposant (fig. 6). Eftersom R_x är det motstånd, som vid flygning måste övervinnas för att föra maskinen framåt, kunna vi kalla denna komposant det »hindrande motståndet». R_y är den del av motståndet, som skall

[1] Med infallsvinkel vid böjda ytor förstår man vinkeln mellan luftströmmen och tvärprofilens korda.

uppväga tyngden; vi kalla det därför det »bärande motståndet». Det totala motståndet är $R_i = \sqrt{R_x^2 + R_y^2}$. Divideras R_x och R_y med SV^2, får man tydligen de motståndskonstanter K_x och K_y, som karaktärisera vingen i fråga för den ifrågavarande infallsvinkeln. $\frac{R_x}{R_y}$ eller $\frac{K_x}{K_y}$ är lika med tangenten för den vinkel (α), som det verkliga motståndet bildar med vertikalen. Värdet på $\frac{K_x}{K_y}$ bestämmer ur en viss synpunkt vingens kvalitet. Detta förhållande är ju detsamma som förhållandet mellan det hindrande och det bärande mot-

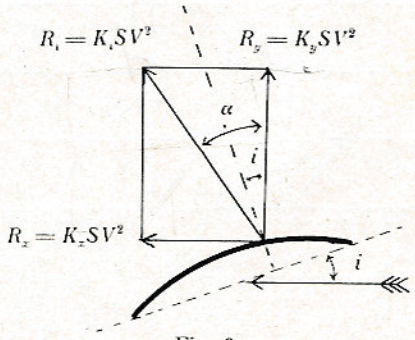

Fig. 6.

ståndet, d. v. s. mellan den erforderliga dragkraften och maskinens vikt. Ju mindre detta förhållande är, desto mindre dragkraft behöver användas för en given vikt, d. v. s. desto mindre arbete behöver uträttas för att flyga en given sträcka. Arbetet är ju nämligen lika med dragkraften gånger den tillryggalagda vägen. Ur synpunkten av hushållning med energi, d. v. s. bensin, bör man således välja den vinge, för vilken $\frac{K_x}{K_y}$ är minst, och med en given vinge flyga under den

infallsvinkel, för vilken $\frac{K_x}{K_y}$ har sitt minimum. Andra synpunkter kunna emellertid, som vi framdeles skola se, avgöra valet av vinkel på annat sätt.

En vinges karaktäristiska egenskaper representeras nu på ett enkelt och överskådligt sätt genom

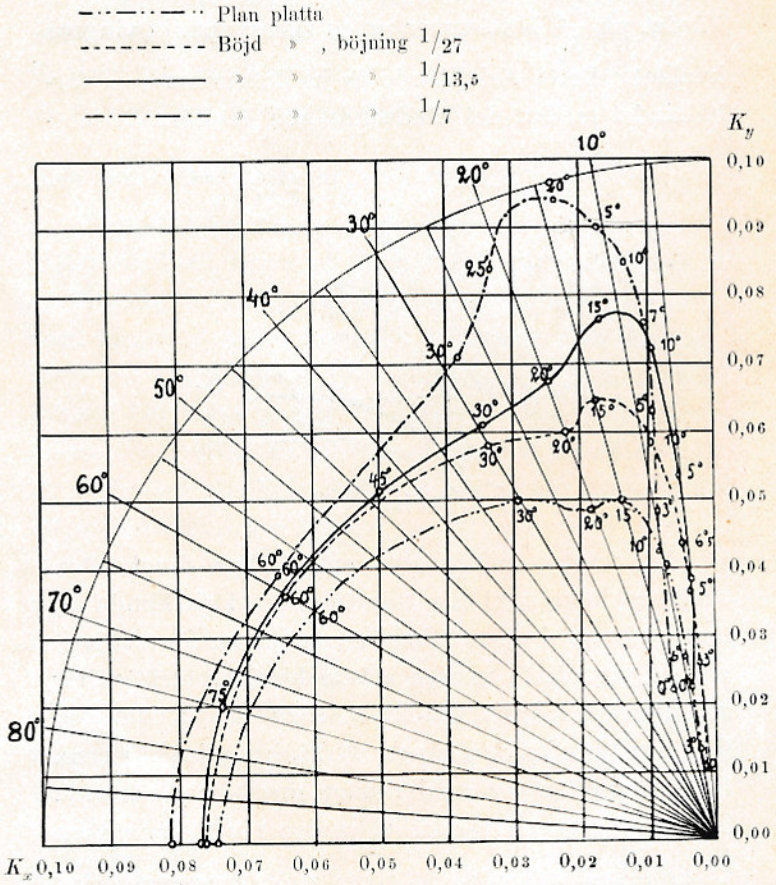

Fig. 7.

sådana kurvor, som fig. 7 visar. För varje undersökt infallsvinkel avsättes K_x som abscissa och K_y som ordinata, och vid den motsvarande punkten utsättes värdet på infallsvinkeln. De sålunda för ett antal infallsvinklar erhållna punkterna förenas genom en kurva, som uttrycker sambandet mellan K_x och K_y för alla möjliga infallsvinklar. Eftersom $\frac{K_x}{K_y} = \text{tg } \alpha$, erhåller man tydligen vinkeln α vid olika infallsvinklar genom att från ifrågavarande punkt på kurvan draga en rät linje till origo — dess vinkel med K_y-axeln är då lika med α. Om man en gång för alla medelst strålar indelar vinkeln vid origo i grader, kan man vid kurvans skärningspunkt med dessa strålar direkt avläsa α. Som α vid små vinklar är proportionell mot tg α, således mot $\frac{K_x}{K_y}$, kan man också direkt på diagrammet jämföra detta förhållande för olika kurvor eller för olika punkter på samma kurva. Om en kurva ligger närmre K_y-axeln än en annan, är $\frac{K_x}{K_y}$ för den förra mindre än för den senare.

Fig. 7 framställer de karaktäristiska kurvorna för fyra vingar, alla av dimensionen 90×15 cm., en plan och tre böjda med olika stor böjning. Med böjning mena vi förhållandet mellan bågsegmentets höjd och kordans längd. Såsom synes är för små infallsvinklar $\frac{K_x}{K_y}$ mindre för alla de böjda vingarna än för den plana, utom mellan 0° och 2° för vingen med böjningen $\frac{1}{7}$. Av alla de här undersökta vingarna är

tydligen den med böjningen $\frac{1}{13,5}$ den fördelaktigaste, ty dess kurva ligger för de vanliga flygvinklarna närmast K_y-axeln.

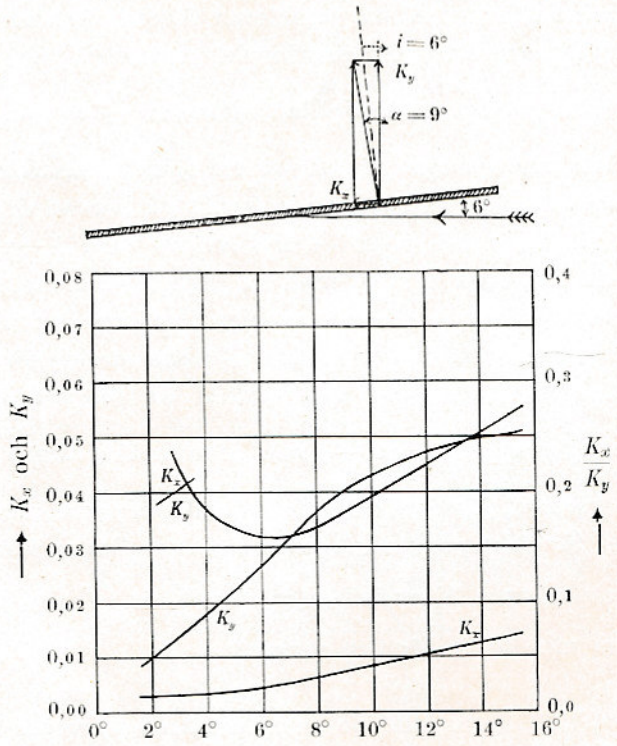

Fig. 8.

Kvaliteten eller verkningsgraden hos olika vingar är naturligtvis närmast av intresse för flygmaskinskonstruktörer. Vi skola här (fig. 8—11) endast med några exempel ytterligare belysa profilens betydelse. Vi välja en plan vinge, en cirkulärt böjd med böjningen $\frac{1}{13,5}$, en M. Farman- och en Blériot-vinge

(typ Circuit de l'Est). K_x och K_y representeras var för sig som funktion av infallsvinkeln, och på samma diagram representeras också förhållandet $\frac{K_x}{K_y}$. Värdet

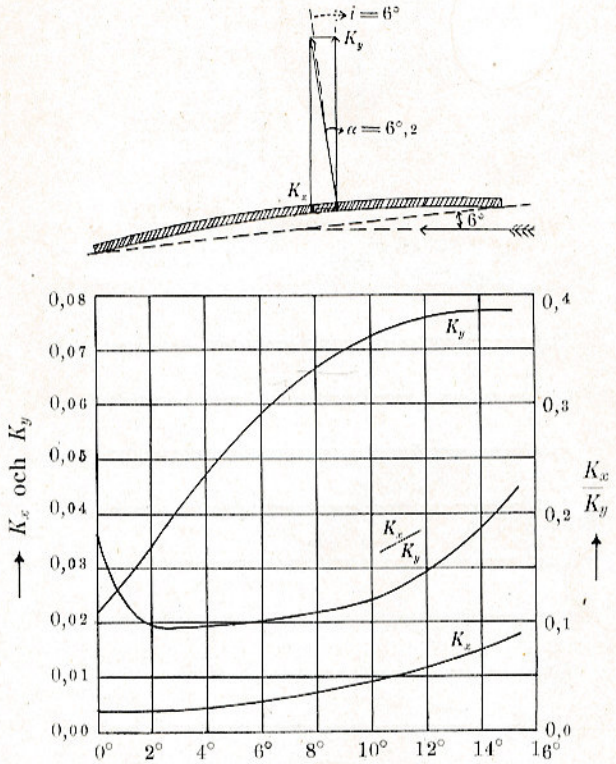

Fig. 9.

av K_x och K_y avläses till vänster på diagrammet och värdet av $\frac{K_x}{K_y}$ till höger. Över varje diagram synes profilen av vingen, och på densamma äro representerade motståndet och dess komposanter vid infallsvinkeln 6°. Den punkt på vingen, genom vilken motståndet går, är det s. k. tryckcentrum.

Vi lägga märke till, att det minsta värdet av $\frac{K_x}{K_y}$ för den plana plattan är 0,16 (vid 5° à 6° infallsvinkel), för den cirkulärt böjda 0,095 (vid ungefär 3°), för

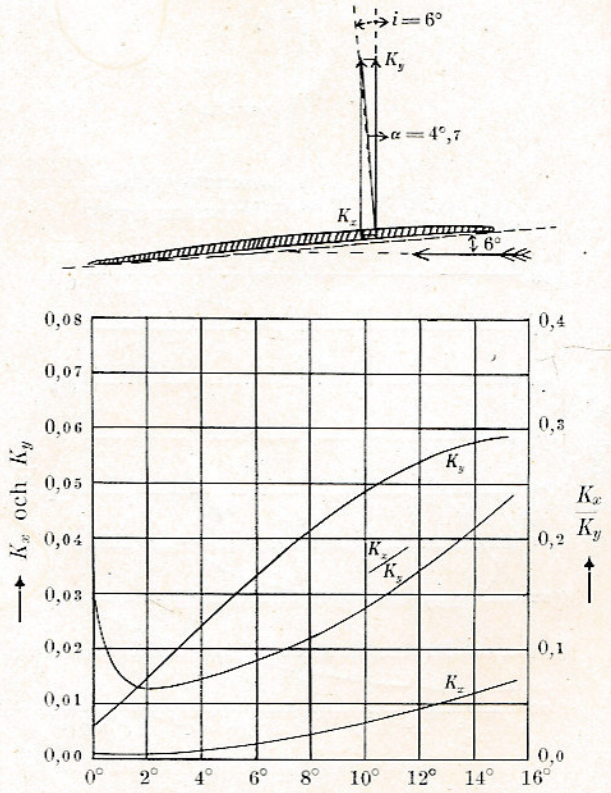

Fig. 10.

Farman-vingen 0,065 (vid 2°), för Blériot-vingen 0,075 (vid omkring 4°). Att $\frac{K_x}{K_y}$ är mycket litet, är emellertid ej ensamt avgörande för vingens goda kvalitet. Om nämligen samtidigt K_y är mycket litet, måste man

för att bära en given vikt göra bärytan så mycket större. Man måste i praktiken i allmänhet räkna med ett värde på K_y av mellan 0,03 och 0,06. Endast

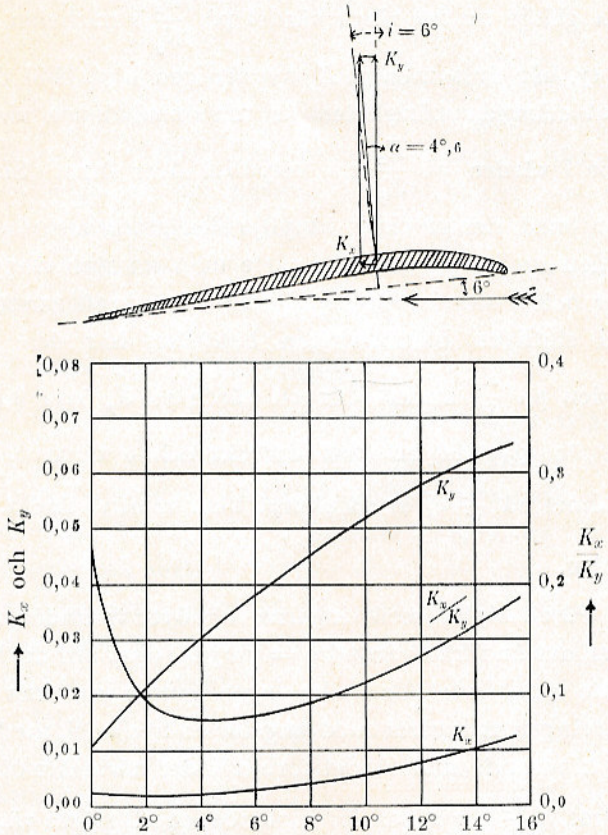

Fig. 11.

om $\frac{K_x}{K_y}$ inom detta bärighetsgebit är litet, är vingen av god beskaffenhet. Som synes måste då den plana vingen utgallras. Den cirkulärt böjda vingen är tydligen god, ty, medan bärighetskonstanten K_y håller

sig inom det nämnda gebitet, varierar $\frac{K_x}{K_y}$ synnerligen litet i närheten av 0,10. Vid Farman-vingen har man föga glädje av det ringa värdet på $\frac{K_x}{K_y}$ i närheten av 2°, ty här är samtidigt K_y synnerligen litet. Vid den förut nämnda bärigheten är man med denna vinge uppe i värden på $\frac{K_x}{K_y}$ av betydligt över 0,10. Skall man med denna vinge utnyttja den stora verkningsgraden mellan 2° och 6°, måste man ha stor vingyta eller också stor hastighet, vilket fordrar kraftig motor. Vad slutligen Blériot-vingen beträffar, har den för värden på $\frac{K_x}{K_y}$ under 0,10 ett värde på K_y över 0,04. Det är givetvis en god egenskap hos vingen, att minimet på $\frac{K_x}{K_y}$ ej är så skarpt utan relativt flackt.

Biplan.

På ett biplan med vingarna rakt över varandra och på ett avstånd från varandra = vingens djup blir det bärande motståndet för undervingen genom inverkan av övervingen reducerat med ungefär en tredjedel, medan det hindrande motståndet förblir i det närmaste oförändrat. $\frac{R_x}{R_y}$ får alltså för biplancellen ett större värde än för samma vingform, använd som monoplanvinge. Förskjutes undre vingen något bakåt, ökas det bärande motståndet för övervingen, men minskas något för undervingen, medan det hindrande motståndet ökas för båda. För cellen som helhet ökas det bärande motståndet och det hindrande i ungefär samma pro-

portion, så att värdet av $\frac{R_x}{R_y}$ blir oförändrat. Genom förskjutningen har således bärigheten något ökats, utan att kvaliteten försämrats.

Det är naturligtvis att märka, att flygmaskiners kvalitet ej kan direkt jämföras endast genom en jämförelse av vingen, alldenstund kvaliteten i hög grad modifieras av det passiva luftmotståndet hos flygkropp, landningsställ, stöttor och stag m. m. Endast om maskinerna i övrigt äro lika, är vingen ensamt avgörande.

Tryckändringen invid vingen.

Det har sitt stora intresse att se, hur luftmotståndet mot en flygmaskinsvinge fördelar sig mellan tryckökning på vingens undersida och tryckminskning på dess översida. Frågan är undersökt av Eiffel med en manometrisk metod. Trycket bestämdes invid vingens yta i en serie punkter på samma tvärsektion, och förfarandet upprepades för flera tvärsektioner. Fig. 12 och 13 återge grafiskt resultaten för mittsektionen av en plan platta och en Blériotvinge vid infallsvinkeln 6°. Ordinatorna äro att räkna från vingprofilens korda och ange nedåt tryckökningen under vingen och uppåt tryck-

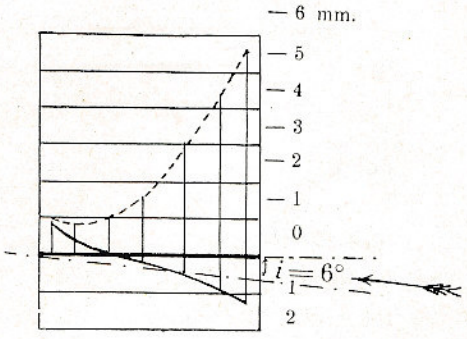

Fig. 12.

minskningen över densamma, mätt i mm. vatten eller kg. per m^2. Värdena svara mot en hastighet av 10 $^{m.}/_{sek.}$ Som synes ligger större delen av motståndet i tryckminskningen över vingen. Denna åstadkommes

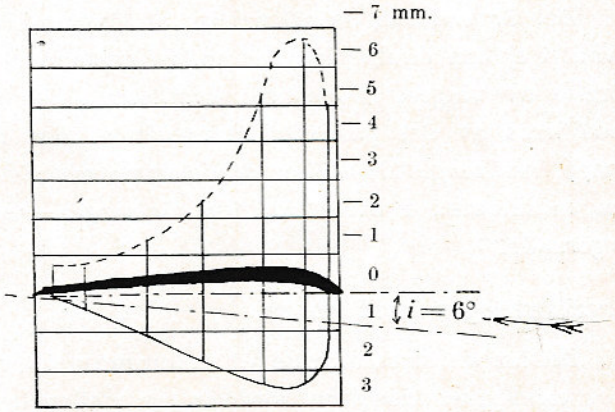

Fig. 13.

därigenom att strömlinjerna av vingens framkant kastas uppåt. En lämplig framkant är därför mycket betydelsefull för en vinges kvalitet.

Känner man tryckfördelningen i olika sektioner, kan man sammanbinda de punkter på vingens yta, som ha samma tryck, och erhåller på det sättet ett slags isobarer för vingen. Fig. 14 och 15 återge dessa isobarer för den cirkulärt böjda vingen (böjningen $= \frac{1}{13,5}$) för $i = 10°$ och $i = 15°$.

På fig., 14 åskådliggör vänstra halvan tryckökningen på undersidan och högra halvan tryckminsk-

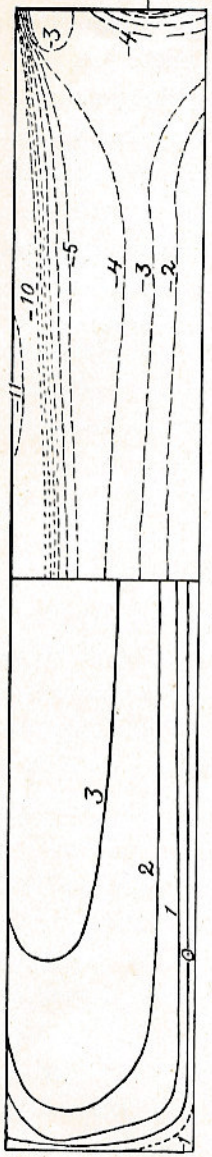

Fig. 14.

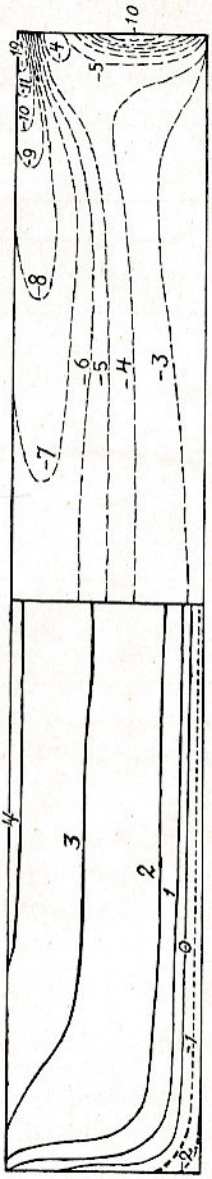

Fig. 15.

ningen på översidan vid $i = 10°$. Vid en enda sammanhängande vinge är naturligtvis tryckfördelningen symmetrisk på båda sidor om mittlinjen — det är alltså tillräckligt att representera trycket på ena halvan. Fig. 15 åskådliggör på samma sätt trycken vid $i = 15°$. De utsatta siffrorna ange tryckändringen i förhållande till omgivningen i mm. vatten eller kg. per m^2. Som synes ha tryckkurvorna ett relativt komplicerat förlopp. Det inträffar t. o. m., att tryckändringen på vingens undersida blir negativ i närheten av bakkanten.

Aeroplanet.

Hållfasthet.

Det ligger utom ramen för denna teoretiskt-experimentella introduktion att närmare ingå på konstruktionsdetaljer hos den stora mångfald av aeroplanmärken, som för närvarande existerar. För aeroplankonstruktören ha dessa detaljer givetvis ett likvärdigt intresse med den rent aerodynamiska förbättringen av flygmaskinen. Problemet för honom är, sedan den planerade maskinens aerodynamiska egenskaper beräknats och bestämts på det mest fördelaktiga sättet, att konstruera detaljerna så, att den största möjliga hållfasthet förenas med den minsta möjliga vikt. På det området ha en mängd framsteg gjorts sedan de första flygmaskinernas dagar, men ännu återstår här ett vidsträckt fält för konstruktörernas talang och tekniska omdöme. Den fordran man numera ställer på maskinens hållfasthet är, att den bör ha en 5- à 6-faldig säkerhetskoefficient, d. v. s. varje del bör tåla 5 à 6 gånger den påkänning, som vid normal flygning kommer i fråga. De tillfällen, då dylika abnorma påkänningar göra sig gällande, äro vid glidflykt och isynnerhet vid maskinens upprätande ur densamma, vid utförandet av kurvor (spiraler) och vid tillfälliga kraftiga vindstötar. Vid horisontell flygning ligger

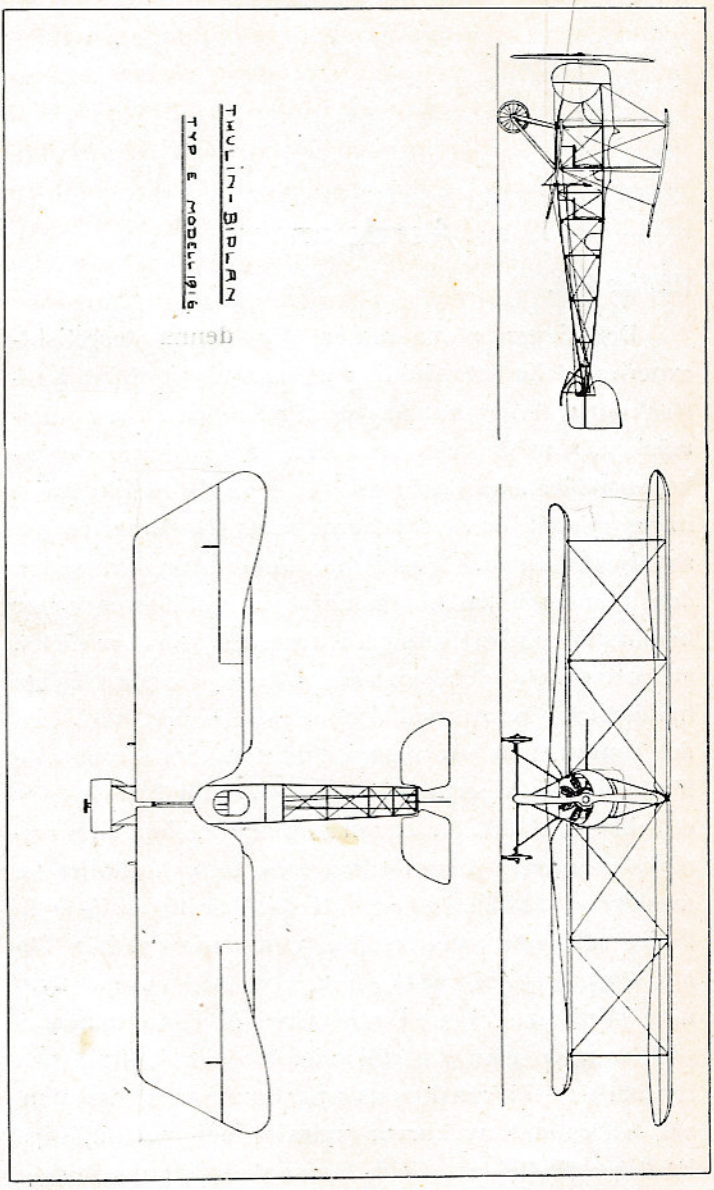

Fig. 16.

tryckresultanten vid ett biplan ungefär mitt emellan främre och bakre stöttraden. Den normala påkänningen på stöttor och stag motsvarar således ungefär halva maskinens vikt på vardera stöttraden. Vid brant glidflykt ökas maskinens fart, och härmed minskas flygvinkeln. Detta medför, att tryckresultanten rycker bakåt, och det kan mycket väl inträffa, att främre stöttraden härvid fullständigt avlastas och hela trycket kommer att uppbäras av bakre stöttraden. Härmed är således påkänningen på denna den dubbla normala. När man sedan övergår från glidflykten till horisontal flygning, ökas trycket under vingen ytterligare och desto mer ju kortare krökningsradien på upprätningskurvan är, eller på ju kortare höjddifferens upprätningen sker. Om vi anta en glidvinkel på 45° och en glidhastighet av 150 $^{km.}/_{tim.}$ samt att upprätningen sker inom en höjdskillnad på 40 m., kommer den ökade påkänningen att bli 2,2 gånger den normala. D. v. s. under upprätningens första del, innan farten ännu minskats, kan påkänningen på bakre stöttraden och bakre vingbalken bli $2{,}2 \cdot 2 = 4{,}4$ gånger den normala. Utför man en kurva samtidigt med upprätningen (spiral), ökas påkänningen ytterligare och mera ju mindre horisontalkurvans krökningsradie är. Med en krökningsradie på 60 m. multipliceras påkänningen med ungefär 1,2. För bakre balken äro vi således uppe i $1{,}2 \cdot 4{,}4 = 5{,}3$ (ungefär) gånger normal påkänning. Kommer under spiralens utförande en oberäknad vindstöt, kan måttet vara rågat.

Ehuru, som sagt, säkerheten i förhållande till normal påkänning numera oftast är 5—6-faldig, och vingbrott under flygning numera till skillnad från

flygningens första tid höra till sällsyntheterna, kan ej nog eftertryckligt varnas för sådana manöverexcesser, som äventyra maskinens hållfasthet. Alla hållfasthetsprov uppe i luften böra vara absolut uteslutna. Ingen mindre normal manöver bör företagas, utan att man gjort klart för sig, till vilken utsträckning man härvid anlitar maskinens hållfasthetsreserv. Vad man särskilt bör akta sig för är för trånga spiraler och för branta glidflykter med följande brysk upprätning av maskinen.

Detta är den praktiska hållfasthetslära, som varje flygare bör inprägla, och varmed han reder sig långt. Vi ha ansett oss här kunna utelämna alla utläggningar om konstruktionsdetaljer såsom saknande allmänt intresse och därför att nyttan därmed är minimal. Det praktiska utförandet lär man sig ej genom en kortfattad redogörelse i en bok. För en flygare kan komma i fråga att utbyta viktiga delar hos maskinen mot andra. Detta kräver i allmänhet ett så pass tränat tekniskt omdöme, att ingen bör inlåta sig därpå endast efter att ha läst en mer eller mindre utförlig konstruktionsbeskrivning med ty åtföljande mer eller mindre allmängiltiga hållfasthetsberäkningar.

Vi komma alltså i detta och följande kapitel att fullfölja vårt program att orientera läsaren över *hur* en flygmaskin fungerar och *varför* den fungerar på det sättet.

Beräkning av ett aeroplan.

Under flygningens första år uppstodo en massa aeroplantyper, som var och en pretenderade att ha löst problemet bättre än de andra. Utvecklingen har

rensat bort en mängd, och över huvud taget har man numera kommit ifrån det osäkra och omogna trevandets stadium och aeroplankonstruktionen höjts till en mera vetenskaplig nivå. Det torde väl numera höra till sällsyntheterna, att någon på måfå konstruerar en flygmaskin utan att redan på förhand med någorlunda noggrannhet kunna säga, vilka flygegenskaper maskinen skall få. Det är naturligtvis dels de praktiska erfarenheter, man gjort, men framför allt de experimentella undersökningarna, som höjt fabrikationen till denna vetenskapliga ståndpunkt.

Man kan numera med utgående från de fordringar, som ställas på maskinen, konstruera den så, att den så nära som möjligt motsvarar dessa fordringar. Härvid är att märka, att vissa fordringar äro omöjliga att förena i samma lösning, därför att den ena egenskapen endast kan vinnas på den andras bekostnad. Vill man t. ex. med en måttligt stark motor konstruera en mycket snabb maskin, så måste vingarna göras små. Härmed blir maskinens glidförmåga liten. Snabbhet och god glidförmåga svära således i detta fall mot varandra. De båda egenskaperna kunna mycket väl förenas, men för att vinna god glidförmåga kräves stor vingyta, och för att med stor vingyta kunna uppnå stor hastighet kräves större motorstyrka. Egenskaperna gå således endast att förena med tillhjälp av en mycket stark motor. Härmed är ej uteslutet, att en maskin samtidigt kan ha både större snabbhet och bättre glidförmåga än en annan, beroende på en bättre vingform och en fördelaktigare konstruktion ur motståndssynpunkt. Egenskaper, som åtminstone tills vidare strida mot varandra, äro stor egenstabilitet hos

maskinen och god flygteknisk kvalitet. Man kan ej genom t. ex. ändring av vingarnas form öka ett aeroplans naturliga stabilitet utan att samtidigt försämra dess kvalitet, d. v. s. minska dess förmåga att starta och landa på kort sträcka, att höja sig snabbt och att glida långt.

Vi skola här i korthet skissera de beräkningar, som måste föregå byggandet av ett aeroplan, utan att pretendera att göra det uttömmande.

Vi antaga, att vi på förhand känna motorns styrka, maskinens vikt (inklusive den nyttiga lasten), vilken alltid ungefärligt kan beräknas, samt den största hastighet, vi vilja kunna uppnå. Vilken vingtyp av de hittills provade och hur stor vingyta skola vi använda?

Som konkret exempel välja vi

vikten = 700 kg.
största hastigheten = 30 $^{m.}/_{sek.}$ = 108 $^{km.}/_{tim.}$
motorns styrka = 80 hkr.
Vingytans storlek antaga vi = S m.^{2}

För beräkningarna kräves, att man känner det ungefärliga värdet av det luftmotstånd, som flygkropp, landningsställ och stagning erbjuda. Erfarenheten har visat, att det genom lämplig form på dessa element är möjligt att reducera deras motstånd därhän, att det för ett monoplan blir ungefär lika stort som motståndet mot en 0,75 m^2 stor platta och vid ett biplan ungefär detsamma som för en 1 m^2 stor platta. Dessa värden på de s. k. ekvivalentytorna äro säkert möjliga att ytterligare reducera. Med så pass stor

vikt som 700 kg. välja vi biplansformen, således ekvivalentytan 1 m^2.

För beräkningen av det bärande och det hindrande motståndet utgå vi från Eiffels bestämningar av K_y och K_x för olika vingar. För att uppnå jämförlighet mellan den lilla modellen och den stora vingen har det visat sig nödvändigt multiplicera de experimentella värdena av K_x och K_y med 1,1. Vid biplancellen reduceras, såsom tidigare nämnts, det bärande motståndet genom vingarnas störande inverkan på varandra. Det har visat sig, att denna reduktion verkar som en minskning av bärytan till 0,8 av den egentliga ytan. Med hänsyn till allt detta få vi alltså, eftersom det bärande motståndet är = vikten, följande ekvation ($P = K_y S V^2$)

$$700 = 1{,}1 \cdot K_y \cdot 0{,}8 \cdot S \cdot 30^2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Det hindrande motståndet hos vingen blir = $= 1{,}1\ K_x \cdot S \cdot 30^2$ och det hindrade motståndet hos flygkropp m. m. (passiva motståndet) blir $= 0{,}0\,8 \cdot 1 \cdot 30^2$. Sammanlagda hindrande motståndet är lika med den dragkraft, propellern måste utöva. Denna är alltså =

$$= 1{,}1 \cdot K_x \cdot S \cdot 30^2 + 0{,}0\,8 \cdot 1 \cdot 30^2 \text{ kg.}$$

Arbetet, som motorsystemet måste uträtta pr sekund, erhålles genom multiplikation av dragkraften och hastigheten. Arbetet pr sekund är alltså = $= 1{,}1 \cdot K_x \cdot S \cdot 30^3 + 0{,}0\,8 \cdot 1 \cdot 30^3$ kgm. Motorsystemets arbete pr sekund uttryckt i kgm. är å andra sidan = hästkraftantalet multiplicerat med 75. Härvid måste man räkna med motorsystemets effektiva hästkraft-

antal, vilket erhålles genom att multiplicera motorns hästkraftantal med propellerns verkningsgrad (se kap. om motor och propeller). Om denna kan antagas = 0,7, fås således i detta fall motorsystemets arbete pr sekund = 0,7 · 80 · 75 = 4200 kgm.

Vi få alltså följande ekv.

$$4200 = 1{,}1 \cdot K_x \cdot S \cdot 30^3 + 0{,}08 \cdot 1 \cdot 30^3 \quad . \quad (2)$$

Ur (1) och (2) eliminera vi S och få

$$4200 = \frac{K_x}{K_y} \cdot \frac{700 \cdot 30}{0{,}8} + 0{,}08 \cdot 1 \cdot 30^3$$

Härur

$$\frac{K_x}{K_y} = 0{,}078.$$

Sedan värdet på $\frac{K_x}{K_y}$ för vingen bestämts, har man efter studium av olika vingars motståndsdiagram, varav vi i figg. 10 och 11 återgivit Farman- och Blériot-vingens, att göra sitt val av vinge. På förhand äro naturligtvis alla vingformer uteslutna, för vilka $\frac{K_x}{K_y}$ aldrig når ned till så små värden som 0,078. Av alla möjliga vingar väljes den, för vilken K_y är störst, samtidigt med att $\frac{K_x}{K_y} = 0{,}078$. Ju mindre K_y är, desto större vingyta måste man ha för att uppbära den givna vikten, och ur alla synpunkter ligger det ju i ens intresse att reducera vingstorleken, om man ej därmed försämrar lösningen i övrigt. Göra vi på figg. 10 och 11 en jämförelse mellan Farman- och Blériot-vingen, finna vi, att $\frac{K_x}{K_y}$ är = 0,078 vid Farmanvingen

för $i =$ något över 4° och $K_y = 0{,}025$ och vid Blériot-vingen för $i =$ ungefär 4° och $K_y = 0{,}031$. Det är således fördelaktigast att av dessa två välja Blériot-vingen. Genom insättning av värdet på K_y i ekv. (1) erhålles vingytans storlek S.

För Blériot-vingen blir alltså $S = 28{,}5$ m.²
» Farman-vingen bleve $S = 35{,}5$ m.²

Vid Farman-vingen är tydligen $\frac{K_x}{K_y} = 0{,}078$ även för en flygvinkel något under 1° med $K_y = 0{,}015$ (ungefär). Med denna flygregim bleve vingytan = 58 m.²

Väljer man denna vingyta och denna flygvinkel, vinner man fördelen, att maskinens hastighet genom minskning av motorkraften kan minskas till betydligt mindre värde än med den mindre ytan, utan att maskinen »faller igenom». Låg hastighet är givetvis en fördel vid landning. Å andra sidan kommer man med denna lilla flygvinkel avsevärt nära den vinkel, för vilken K_y är noll, d. v. s. då vingen helt förlorar sin bärförmåga. Det är visserligen att märka, att denna vinkel är mindre än 0°, d. v. s. negativ, men den ligger vid Farman-vingen, såsom en förlängning av K_y-kurvan visar, närmre 0° än för många andra vingar, även Blériot-vingen. Ett visst avstånd från denna vinkel är alltid säkrast att ha, isynnerhet då hastigheten är liten, om ej även svaga nedåtgående luftströmmar skola äventyra jämvikten.

Den funna flygregimen på ungefär 4° svarar mot hastigheten 30 $^{m}/_{sek.}$ Genom ökning av flygvinkeln och minskning av motorkraften kan man sedan inom mer eller mindre vida gränser minska hastigheten.

För en grundligare orientering häröver och över andra samhörande frågor hänvisas till kapitlet »Flygmaskinernas karaktäristiker».

Man kan naturligtvis även beräkna aeroplanet med utgående från andra kända saker än vikt, hastighet och motorstyrka. Om tre av de ingående storheterna vikt, hastighet, motorstyrka och vingyta äro givna, kan man alltid med användande av mot ekv. (1) och (2) svarande ekvationer beräkna den fjärde.

Aeroplanets avvägning.

Synnerligen viktig är maskinens avvägning. Det gäller att placera vingarna så, att de tre krafterna, luftmotståndet, propellerns dragkraft och maskinens tyngd hålla varandra i jämvikt, d. v. s. så att resultanten till dragkraft och luftmotstånd går i rakt motsatt riktning mot tyngden. Man måste då approximativt känna tryckresultantens läge. Är denna avvägning gjord riktig för den normala flygvinkeln, blir det sedan stabiliseringens uppgift att bibehålla jämvikten även för andra flygvinklar (närmare härom se kap. »Stabiliteten»). Angående det lämpliga relativa läget av tyngdpunkt och tryckcentrum har förts mycken diskussion. Å ena sidan har framhållits, att lågt belägen tyngdpunkt skulle inverka fördelaktigt på stabiliteten, medan å andra sidan hävdats, att maskinen lättare lyder roder vid nära belägna centra. Den senare synpunkten torde vara den avgörande, isynnerhet som den ökade stabiliteten vid lågt belägen tyngdpunkt ofta blir en ren chimär till följd av maskinens ökade benägenhet för pendlingar. Den lämpligaste anordningen är givetvis med tätt belägna

centra och dragaxeln belägen strax under tyngdpunkten. Denna placering av dragaxeln medför, att maskinen vid motorstopp, då dragkraften plötsligt försvinner, av sig självt ställes »på näsan» och övergår i glidläge, medan vid dragaxelns placering över tyngdpunkten ett motorstopp leder till infallsvinkelns ökning och bromsning av farten. Denna tendens är dock mindre riskabel, så länge avståndet mellan dragaxel och tyngdpunkt håller sig inom måttliga gränser.

Stabiliteten.

En flygmaskin måste på ett eller annat sätt kunna bibehålla eller vid störningar återvinna det riktiga flygläget. Om den efter en störning av sig själv återvinner sin gamla jämvikt, säges den ha en *naturlig stabilitet;* om jämvikten återvinnes genom verksamheten hos särskilda organ, som sättas i funktion av störningens orsak, säges stabiliteten vara *automatisk.* Slutligen kan stabiliseringen bero på åtgärder från flygarens sida, och anordningar härför måste alltid finnas, även om en viss grad av naturlig eller automatisk stabilitet föreligger.

Längdstabiliteten.

Längdstabiliteten innebär ett konserverande av riktningen av flygmaskinens längdaxel. I luften förekomma ständigt orsaker till ändring av denna riktning, ändringar i vindstyrka, uppåtgående eller nedåtgående luftströmmar, vilka tendera att antingen stegra maskinen eller ställa den »på näsan».

Vid normalt flygläge ligger tryckcentrum över tyngdpunkten. Maskinen måste nu vara så byggd, att tryckcentrum vid en ökning av infallsvinkeln flyttas tillbaka och vid en minskning framåt. Härigenom

komma tyngden och trycket vid en ofrivillig ändring av infallsvinkeln att bilda ett kraftpar, som kan vrida maskinen tillbaka till normalläget. Vandrar tryckcentrum på detta sätt, besitter maskinen längdstabilitet, och återvinnandet av det normala flygläget kommer att förlöpa på följande sätt. Om t. ex. maskinen av någon anledning stegras, så att farten förloras, börjar maskinen att sjunka. Detsamma inträffar, om man träffas av en nedåtgående luftström eller om man kommer in i ett område med varmare och därför tunnare luft, s. k. luftgropar. När maskinen sjunker, kommer den relativa luftströmmen att träffa densamma under en större infallsvinkel. Tryckcentrum flyttas då bakåt, stjärten lyftes och maskinen glider snett nedåt. Härvid ökas dess fart, den relativa luftströmmens infallsvinkel minskas, tryckcentrum flyttas åter framåt och maskinen återtar sitt horisontella läge. Ställer sig maskinen av någon anledning »på näsan», återvinner den jämviktsläget i enlighet med sista delen av detta schema. Man kan säga att längdstabiliteten utmynnar i ett bevarande av farten. Att en flygmaskin har längdstabilitet betyder således ej, att den i alla väder bevarar en horisontell riktning av sin längdaxel — en sådan stabilitet är omöjlig att åstadkomma — utan att den snabbt reagerar för ändringar, som vilja störa jämvikten, och genom en automatisk ändring av flygriktningen neutraliserar de krafter, som äventyra farten och därmed jämvikten.

Vilka medel har man att åstadkomma en naturlig längdstabilitet? Är en flygmaskinsvinge i sig själv stabil?

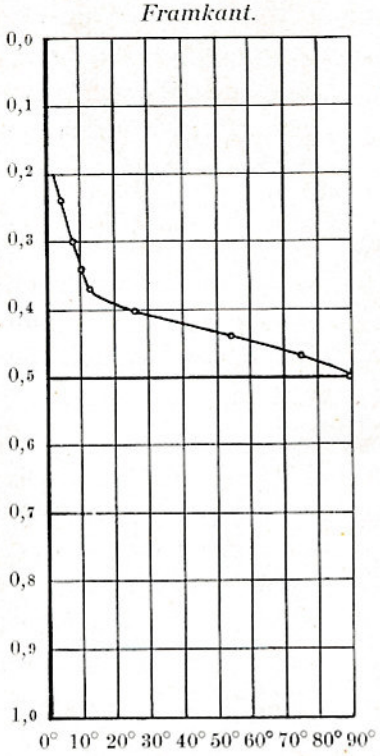

Fig. 17.

Om en plan rektangulär platta utsättes för en konstgjord luftström vinkelrätt mot plattan, ligger naturligtvis tryckcentrum i plattans geometriska centrum. Minskas infallsvinkeln, flyttar sig tryckcentrum mot framkanten av plattan, och denna vandring fortsätter i samma riktning ned till infallsvinkeln 0°. Fig. 17 åskådliggör grafiskt tryckcentrums läge vid olika infallsvinklar. Som abscissa avläsa vi infallsvinkeln, och vid kurvans skärning med ordinatan kunna vi avläsa tryckcentrums avstånd från framkanten, räknat i bråkdelar av plattans bredd. Ned till en infallsvinkel av 15° vandrar således tryckcentrum sakta framåt till ett avstånd från framkanten av ungefär 0,38 av bredden. Vid ytterligare minskning av infallsvinkeln sker vandringen hastigt, så att avståndet i närheten av 0° endast utgör 0,2 av bredden. En plan rektangulär platta äger således en naturlig stabilitet. Belastas plattan så, att tyngdpunkten ligger t. ex. på avståndet 0,3 av bredden från framkanten, och släppes snett nedåt från en höjd,

kommer den av sig själv att intaga ett glidläge med en infallsvinkel av ungefär 8° (se fig. 17). Varje ändring av denna flygvinkel framkallar en sådan vandring av tryckcentrums läge, att den nämnda flygvinkeln återställes.

Fig. 18 visar tryckcentrums vandring hos en Blériot-vinge, och detta diagram är typiskt för alla böjda vingar (med enkel böjning). Vid vinklar under 15° sker här vandringen i rakt motsatt led. Om således här flygvinkeln ökas, vandrar tryckcentrum framåt, och tyngden och trycket vrida vingen så, att vinkeln ytterligare ökas. Och tvärtom vid minskning av infallsvinkeln. Vid de infallsvinklar, som användas vid flygning, är således en böjd vinge fullständigt instabil. Vid negativa infallsvinklar, d. v. s. då luftströmmen infaller mot den konvexa sidan, vandrar däremot tryckcentrum på samma sätt som vid en plan platta. En flygmaskinsvinge är således stabil, då

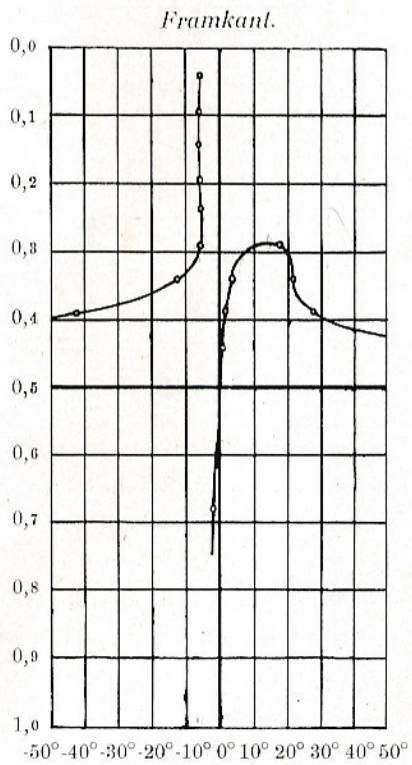

Fig. 18.

den flyger »på rygg». I detta läge är emellertid bärkraften alltför liten; det kan därför ej gärna bli fråga om att öka stabiliteten genom att vända vingarna upp och ned.

En kombination av en rättvänd och en uppochnedvänd vinge, d. v. s. en vanlig vinge, vars bakre del böjes uppåt, så att profilen blir flackt S-formad, är emellertid stabil. Dess bärkraft är dock avsevärt mindre än den enkelt böjda vingens, och man avstår därför från att åvägabringa längdstabiliteten genom bärplanens form. Man överflyttar i stället stabiliseringsuppgiften på ett särskilt plan, stabilisatorn, ute vid stjärtens bakända. Man inställer oftast stabilisatorplanet så, att det vid normal flygning ej alls verkar bärande, och under alla förhållanden måste infallsvinkeln för stabilisatorn vara några grader mindre än för bärplanen, så att bärplanets korda och stabilisatorns korda bilda det s. k. longitudinella V:et. Vi antaga att flygvinkeln (= infallsvinkeln) för bärplanen är 6° och för stabilisatorn 2°. Om infallsvinkeln ökar med t. ex. 1°, så ökar då bärkraften för vingen med ungefär $\frac{1}{6}$ men för stabilisatorn med ungefär $\frac{1}{2}$ av det gamla värdet; bärkraften ökas således i raskare tempo för stabilisatorn än för bärplanet. Tryckresultanten vandrar alltså bakåt. Och tvärtom vid minskning av infallsvinkeln. Man gör t. o. m. ibland stabilisatorns infallsvinkel negativ, så att luftmotståndet pressar den nedåt. Tyngdpunkten måste då ligga framom bärplanens tryckcentrum, så att kraftfördelningen kommer att bli densamma som vid ett betsman. Anordningen verkar naturligtvis ännu kraftigare stabiliserande än den nyss angivna, men medför en onödig

ökning av tyngden, alldenstund pressningen på stabilisatorn verkar som en sådan ökning. Lämpligast är att ha maskinens tyngd så placerad, att stabilisatorn vid normal flygning förblir fullt neutral. En hel del olyckor genom störtning bero därpå, att stabilisatorn gjorts för mycket bärande för att uppväga en olämplig placering av tyngdpunkten.

En flygmaskins naturliga längdstabilitet räcker emellertid ej till för att vid alla tillfällen garantera jämvikten. Flygaren måste själv kunna påverka tryckcentrums vandring, och detta sker genom vridbara stabiliseringsplan, belägna bakom stabilisatorn, vilka också ha till uppgift att ändra flygmaskinens läge vid höjning och sänkning och därför kallas för höjdroder. Flera flygmaskiner, t. ex. Morane-Saulnier, sakna fullständigt fast stabilisator; dess uppgift uppbäres helt och hållet av höjdrodret. Härigenom undvikes bl. a. olyckor till följd av stabilisatorns felreglering. Som stjärtens tyngd vid frånvaro av fast stabilisator minskas, behöva höjdrodren ej ha någon större bärförmåga, de kunna göras relativt små, och härigenom minskas det hindrande luftmotståndet. En fördel för deras effektivitet är också, att de slippa arbeta i kölluften bakom en fast stabilisator. Vid mycket tunga maskiner kan emellertid en fast stabilisator ej undvikas.

En beskrivning av de automatiska stabiliseringsanordningarna (Moreau, Doutre m. fl.) kan här utelämnas. Deras användande medför ej några särskilda fördelar i normala fall, och vid kritiska situationer (ex. vid landning) måste de alldeles avstängas för att ej göra mera skada än nytta.

Sidostabiliteten.

Om den transversella jämvikten störes, d. v. s. om maskinen av någon anledning bringas att luta över åt ena sidan, återställes jämvikten genom *skevning* antingen av bärplanen själva eller av ett par särskilda skevningsplan vid ytterändan av vingarna. Den förra metoden är den gängse vid monoplan, den senare vid biplan. Om maskinen t. ex. lägger sig på vänster vinge, sänker man med tillhjälp av skevningsstagen bakkanten av den vänstra vingen samtidigt med att bakkanten av den högra vingen höjes. Härigenom ökas infallsvinkeln för vänster vinge och minskas för höger. Resultatet blir en ökning av det bärande motståndet på vänstra sidan och en minskning på högra och härigenom vrides maskinen åter rätt. Samtidigt ökas emellertid även det hindrande motståndet på vänstra vingen och minskas på högra, varför maskinen gör en gir åt vänster. Vill man hindra detta och behålla kursen, får man samtidigt lägga över sidorodret åt höger. Hos Wright-biplanet ske dessa manövrer samtidigt genom en kombination av de organ, som åstadkomma rörelserna. Denna kombination var innehållet i det bekanta Wrightska patentet. Det vanliga är emellertid, att de båda organen kommenderas var för sig. Skevningsstagen äro i allmänhet förbundna med samma styrspak som höjdrodret, så att en rörelse framåt eller bakåt av denna spak kommenderar höjdrodret och en rörelse åt sidorna skevningen. Riktningen av dessa rörelser bör vara så avpassad, att den rörelse av spaken, som i varje särskilt fall skall företagas av föraren, är den

naturligaste, den som av ren reflex infinner sig. En stegring av maskinen bör således ske genom ett åtdragande av spaken — vid en eventuell störtning med näsan förut drager sig föraren instinktmässigt tillbaka, och höjdrodret försättes i ett sådant läge, att maskinen rätar upp sig. Om maskinen t. ex. lutar över åt vänster, är den naturligaste åtgärden från förarens sida att hålla sin rygg lodrät, d. v. s. att föra spaken över åt höger. Skevningsstagen böra alltså vara så anbragta, att spakens rörelse åt höger medför ett höjande av vänster vinge och tvärtom. Vill man frivilligt lägga maskinen på sidan, såsom vid utförandet av skarpare kurvor, får man då naturligtvis lägga över spaken åt den sida, dithåt lutningen önskas.

Skulle lutningen över åt ena sidan bli så stor, att ett »glidande på vingen» börjar, är skevningen oftast ej nog effektiv för att räta upp maskinen i tid. Har man tillräcklig höjd, lägges lämpligare sidorodret över åt samma sida som lutningen, det verkar då som höjdroder och maskinen övergår i glidning med näsan förut och kan sedan rätas upp medelst det ordinarie höjdrodret.

En flygmaskin kan även till en viss gräns bibringas en naturlig sidostabilitet. En gammal metod härför är att anbringa de båda vingarna så, att ytterkanten ligger något högre än innerkanten. Framifrån sett komma vingarna att bilda ett mycket öppet V. Anordningen återfinnes bl. a. hos det franska Antoinette-monoplanet och i någon mån även hos Blériotmonoplanet samt hos åtskilliga av de tyska biplanen. Ifall de tunga partierna — motor, förare, bensintank — äro fördelade efter maskinens längdaxel, kommer

en svängning i sidoled att börja omkring denna axel, därför att de tunga massorna på grund av trögheten ogärna lämna sitt läge. Äro nu vingarna anordnade i V-form, kommer en svängning över åt vänster, såsom man lättast övertygar sig om med tillhjälp av en V-formigt böjd pappskiva, att öka infallsvinkeln och därmed bärkraften för vänster vinge. Äro massorna fördelade efter en annan axel, kan anordningen med det transversella V:et bli instabil. Om t. ex. motorn sitter bakom och tätt under vingen men föraren framom och lågt, blir i stället en anordning av vingarna i -form stabil.

Emellertid minskar vingen i bärkraft genom den V-formiga anordningen. Man nöjer sig därför i allmänhet med att åstadkomma sidostabiliteten medelst skevningen.

Kursstabilitet.

För att hindra maskinen att utföra slingrande rörelser i horisontalplanet förser man ofta stjärten med ett eller flera vertikala stabiliseringsplan eller kölytor. På maskiner med inklädd kropp verkar även själva kroppen kursstabiliserande. En metod att åstadkomma kursstabilitet är också att anbringa vingarna så, att de uppifrån sett bilda ett öppet V med spetsen framåt (s. k. pilflygare). Oftast är dock sidostyret nog för att åstadkomma kursstabilitet.

Flygning vid vind.

I anslutning till detta kapitel om stabiliteten vilja vi bemöta en villfarelse, som ofta gör sig gällande

bland flygare, och som t. o. m. förfäktas av en i övrigt så omdömesgill författare som Eyb i »Fliegerhandbuch». Frågan rör sig om en förment skillnad mellan jämviktsvillkoren vid en vändning i stillastående och i rörlig luft, d. v. s. vid vind. För att göra bevisföringen så mycket mera slående tages ofta det extrema exemplet, att maskinen flyger i motvind av samma hastighet som maskinens, t. ex. 30 $^{m.}/_{sek.}$ I förhållande till jordytan står då maskinen stilla. Om nu maskinen skall vända, måste den efter vändningen fortfarande ha 30 m. hastighet i förhållande till luften, d. v. s. 60 m. i förhållande till jordytan, för att hålla sig flytande. Detta förmenas innebära, att maskinens hastighet plötsligt skall accelereras från 0 $^{m.}/_{sek.}$ till 60 $^{m.}/_{sek.}$, och som detta ej kan ske ögonblickligt, måste stabiliteten i vändningen särskilt riskeras. Eyb rekommenderar t. o. m. att sänka sig särskilt vid vändning från motvind till medvind för att dymedelst konservera farten. För att möta denna menings förfäktare på deras egen mark, vilja vi till en början framhålla, att precis samma resonemang kan göras även över varje vändning i fullkomligt stillastående luft. Övergår man från en hastighet av $+30$ $^{m.}/_{sek.}$ i förhållande till jorden till -30 $^{m.}/_{sek.}$, d. v. s. 30 $^{m.}/_{sek.}$ i motsatt riktning, så är ju även då hastighetsändringen i förhållande till jorden 60 $^{m.}/_{sek.}$ Frågan är emellertid härmed lagd på ett felaktigt plan. Förhållandet är det, att när flygmaskinen befinner sig i dynamisk jämvikt i luften, så äger det för denna jämvikt intet intresse, hur maskinen rör sig i förhållande till närbelägna himlakroppar, t. ex. jorden. Att en missuppfattning som denna kunnat vinna in-

steg, beror uteslutande på ett genom våra synförnimmelser framkallat psykologiskt självbedrägeri. Om vi antaga, att vi kunde göra vändningen med förbundna ögon, eller med blicken fästad på en i luften vilande ballong, som följer med luften i dess rörelse, skulle det säkert aldrig falla oss in, att vändningen i den rörliga luften vore förenad med några säregna villkor. Det skulle helt enkelt förefalla oss, som luften vore stillastående. Lika väl, som vi ej märka några säregna jämviktsförhållanden vid vändningen, då vi promenera på en lugnt gående ångares däck. Det enda som kan inverka störande på flygmaskinens jämvikt är, om luftens egen jämvikt i förhållande till jorden, vars rotation den ju deltager i, störes, d. v. s. om vindstyrkan undergår en ändring.

Ett konsekvent fullföljande av detta självbedrägeri är också den meningen, att vändning i med- eller motvind skulle erbjuda skilda förhållanden. Här spela ej ens ändringar i vindstyrkan någon roll, ty en minskning av motvinden är ju precis detsamma som en vindstöt bakifrån och en minskning av medvinden är ju detsamma som en vindstöt framifrån. Aerodynamiskt sett äro störningarna vid vändning i med- eller motvind således fullständigt likvärdiga. Men flygarens nerver påverkas naturligtvis i hög grad olika, allt efter som han ser sig drivas i ena eller andra riktningen i förhållande till den närbelägna marken. Befinner han sig på stor höjd, försvinner till stor del även detta psykologiska moment.

Motor och propeller.

Motorns[1] effekt är beroende av bensintillförseln, och dess variation ger sig till känna i ändring av antalet rotationer pr minut, varvantalet. För en och samma bensintillförsel kan naturligtvis varvantalet få olika värden allt efter storleken av den bromsning, propellern åstadkommer. Varvantalet och motoreffekten stå i ett bestämt samband med varandra. Om vid konstant bränsletillförsel varvantalet ökar, ökar också till en början motoreffekten men endast till en viss gräns. Ökas varvantalet över motsvarande värde, vilket kan ske genom minskning av bromsningens styrka, börjar åter motoreffekten minska. Det finns alltså ett optimum i varvantalet, då effekten når sitt maximum. Motorns effekt vid olika varvantal bestämmes genom särskilda avvägningsförsök »på bänk».[2]

Genom propellern förvandlas motorns arbete till en del till nyttigt arbete för maskinens framåtdrivande. Storleken av detta nyttiga arbete pr sekund är lika med produkten av propellerns dragkraft och flyghastigheten pr sekund. Även med den bästa möjliga

[1] För motorns verkningssätt, konstruktion och skötsel redogöres i en som n:r 2 i denna serie utkommande bok av förff.: Flygmotorn.

[2] Se i not 1 nämnda bok.

propeller utgör detta nyttiga arbete endast en viss bråkdel av det arbete, motorn uträttar. Denna bråkdel kallas *propellerns verkningsgrad.* Den håller sig vid goda propellrar omkring 0,70. Man har således att multiplicera *motorns* effekt med propellerns verkningsgrad för att få *motorsystemets* effektiva styrka.

Denna definition av propellerns verkningsgrad är den mest rationella, ty vad som mest intresserar att känna hos en propeller är, hur stor del av motorns arbete den förmår omsätta i nyttigt arbete. Men definierad på detta sätt, kommer en propellers verkningsgrad ej att bli ett en gång för alla bestämt tal utan beroende av flygmaskinens hastighet, såsom i det följande kommer att visas. Man kan således ej tala om, att en propeller har den eller den verkningsgraden. En propeller, som på en maskin med en viss hastighet förhåller sig som en god propeller med stor verkningsgrad, kan på en annan maskin med annan hastighet förhålla sig som en dålig propeller med liten verkningsgrad. Det finns således ingen standardtyp av propeller, som är bättre än alla andra, utan valet av propeller till en viss maskin måste alltid ske efter individuella grunder, och de faktorer, som äro att ta hänsyn till, äro den motorstyrka, propellern skall absorbera, varvantalet och flyghastigheten. De egenskaper hos propellern, som med hänsyn till olika uppgifter äro att variera, äro propellerns s. k. stigning och diameter (= längd). I fall propellerns varvantal ej är på förhand bestämt, ingår det också bland propellerns variabla egenskaper, och man har att åstadkomma en sådan avvägning mellan de tre föränderliga faktorerna, att verkningsgraden blir

ett maximum. Propellerns längd är naturligtvis med hänsyn till säkerheten vid start och landning endast variabel inom en viss gräns.

Vilken form bör man ge en propeller för att uppnå största möjliga effekt? Man har sökt lösa frågan på teoretisk väg, men förhållandena vid en roterande propeller äro av alltför komplicerad natur för att med framgång kunna inrymmas i en teoretisk behandling, och experimentet erbjuder därför en vida säkrare väg vid frågans lösning.

I stort sett fungerar ett propellerblad såsom en aeroplanvinge, och en del synpunkter, som äro bestämmande för aeroplanvingens kvalitet, äga också sin tillämplighet här. Dragkraften träder vid propellern i stället för det »bärande motståndet» vid vingen. För att få största möjliga dragkraft med minsta möjliga arbete bör även här $\frac{R_x}{R_y}$, förhållandet mellan det »hindrande motståndet» och det bärande (här = det dragande), vara så litet som möjligt. Propellerbladets profil bör därför ha en med vingprofilen jämförlig form, och den relativa luftströmmens infallsvinkel bör ha ett sådant värde, att det hindrande genom det dragande motståndet blir ett minimum. (Det är att märka, att det hindrande motståndet vid propellern ej har samma riktning som den relativa luftströmmen; detta inträffar endast, då translationshastigheten är noll.) Den relativa luftströmmens infallsvinkel är beroende av propellerns stigning. Innan vi gå vidare, skola vi därför bestämma begreppet stigning.

På fig. 19 är avbildad en tvärprofil av ett propellerblad. Propellerns axel ha vi att tänka oss bakom papperet, parallell med mV. Det avbildade propellerelementet roterar så, att dess rotationshastighet i det givna ögonblicket representeras av mW. Samtidigt föres propellern framåt i rikningen mV. Om mW är storleken av rotationshastigheten och mV storleken av translationshastigheten, kommer alltså propellerelementets verkliga hastighet till riktning och

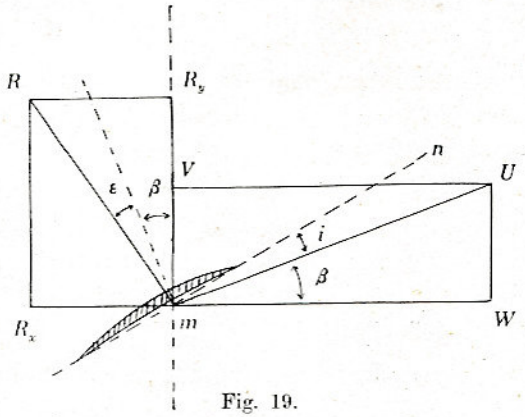

Fig. 19.

storlek att representeras av mU. Ifall hastigheten mV är så stor, att mU faller utefter profilens korda mn, kommer tydligen denna att vid rotationen beskriva en skruvlinje i rymden. Den sträcka, elementet därvid skruvar sig fram under ett varv, kallas elementets *stigning*. Den är tydligen detsamma som gänghöjden på en skruv. För tydlighetens skull kalla vi detta den *geometriska stigningen*.

För ett litet propellerelement låter sig alltså stigningen lätt definieras och bestämmas. Ifall elementets avstånd från rotationsaxeln är r, är stigningen

$= 2\pi r \cdot \operatorname{tg}(i + \beta)$. För ett element, som ligger längre bort från axeln, blir alltså stigningen större, ifall vinkeln $i + \beta$ ej ändras, d. v. s. om elementens kordor äro parallella. Att vid en sådan form av propellerbladet tala om *propellerns* stigning saknar tydligen

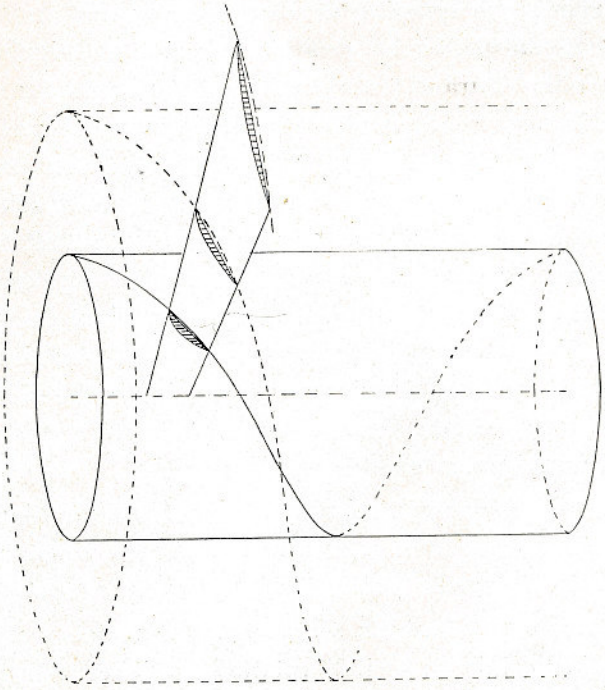

Fig. 20.

varje mening. Man kan endast tala om stigningen på olika avstånd från centrum. Man brukar nu ofta göra propellerbladet skevt på det sättet, att ett element alltid har samma stigning oberoende av avståndet från centrum. I samma mån r blir större, måste då vinkeln $i + \beta$ göras mindre. Man säger, att en sådan propeller har konstant stigning. Fig. 20 åskådliggör

den geometriska relationen mellan ett par tvärsnitt hos en sådan propeller. Vid en dylik propeller äger det tydligen mening att tala om *propellerns* geometriska stigning.

Nu äro propellrar med konstant stigning ej de enda använda och ej heller de bästa. En annan propeller måste då definieras genom angivande av stigningen på olika avstånd från axeln. Eller också får man skaffa sig en *dynamisk* i stället för en geometrisk definition på stigningen. En lämplig sådan är att låta stigningen vara den sträcka, en propeller svingar sig fram under ett varv, ifall den rör sig så, att dragkraften är lika med noll. Det kan då mycket väl tänkas, att, när dragkraften är noll, vissa delar av propellern verka dragande men andra hindrande i samma grad. Så definierad kan stigningen ej beräknas ur propellerbladets geometriska form utan endast bestämmas genom experiment.

Ofta anger man som värde på *propellerns* stigning stigningen på den region av bladet, där dragkraften är störst, ungefär $\frac{2}{3}$ av radien från axeln räknat.

Av fig. 19 framgår, att propellerelementets verkliga hastighet blir mU, ifall rotationshastigheten är mW och translationshastigheten mV. Den relativa luftströmmen kommer alltså att träffa propellerelementet i riktningen Um och bilda vinkeln i med profilens korda. Vinkeln i har tydligen med hänsyn till verkningsgraden liksom infallsvinkeln vid vingen ett visst optimumvärde, som det gäller att komma så nära som möjligt. Om translationshastigheten mV ökas, måste alltså också stigningen ökas, för att i skall få

sitt optimumvärde. Propellerns stigning måste alltså vara avpassad efter flygmaskinens hastighet.

En propellertyp är så konstruerad, att infallsvinkeln i är densamma vid alla avstånd från centrum. Den avviker ganska litet från propellern med konstant stigning. Ju längre bort från axeln propellerelementet är beläget, desto större är nämligen mW (fig. 19); som mV är densamma överallt, blir alltså vinkeln β mindre, när avståndet till axeln ökar. Skall i vara konstant, måste alltså vinkeln $i + \beta$ minskas utåt från axeln räknat, alldeles som vid en propeller med konstant stigning, ehuru ej på precis samma sätt.

Vi återvända till fig. 19. Det luftmotstånd, den relativa luftströmmen Um åstadkommer mot propellerelementet, är $= mR$ och bildar liksom vid vingen en viss vinkel (ε) med normalen till luftströmmens riktning. Vi uppdela motståndet mR i komposanterna mR_y, i axelns riktning, och mR_x, vinkelrätt mot axeln; mR_x är tydligen det motstånd, som motorn har att övervinna, det hindrande motståndet. De hindrande motstånden vid alla propellerbladets element kunna sammansättas till en resultant; vi kalla den R_x och antaga, att dess angreppspunkt ligger på avståndet r från axeln. Motorn har således att övervinna ett kraftpar, vars vridningsmoment med avseende på axeln är $2rR_x$. Vi beteckna kraftparets moment med C. Motorns arbete under ett varv blir då $2\pi C$, och, om varvantalet pr sekund är n, lika med $2\pi nC$ pr sekund Motorns effekt måste alltså vara

$$= 2\pi nC.$$

Det nyttiga arbete, som pr sekund uträttas av propellern, är produkten av dragkraftresultanten (R_y) och hastigheten pr sekund (V)

$$= R_y V.$$

Propellerns verkningsgrad är alltså

$$= \frac{R_y V}{2\pi n C}.$$

För det element, som är representerat å fig. 19, är verkningsgraden tydligen

$$= \frac{R_y \cdot V}{R_x \cdot W}$$

eller, eftersom

$$R_y = R \cos(\beta + \varepsilon)$$
$$R_x = R \sin(\beta + \varepsilon)$$
$$V = W \operatorname{tg} \beta,$$

$$\text{verkningsgraden} = \frac{R \cos(\beta + \varepsilon) \cdot W \operatorname{tg} \beta}{R \sin(\beta + \varepsilon) \cdot W} = \frac{\operatorname{tg} \beta}{\operatorname{tg}(\beta + \varepsilon)}.$$

Detta bråk kan visas ha sitt maximum, om

$$\beta = 45° - \frac{\varepsilon}{2}.$$

Som ε, såsom vi erinra oss från aeroplanvingen, är en liten vinkel, och i likaledes är en liten vinkel, skulle således $i + \beta$ vid den största verkningsgraden ha ett värde av ungefär 45°. Propellerelementet skulle bilda vinkeln 45° med propelleraxeln. Detta motsvarar en kolossalt stor stigning; det hindrande mot-

ståndet R_x skulle därför bli mycket stort, och man måste genom en utväxling nedbringa propellerns varvantal i motsvarande grad, så att rotationshastigheten mW blir ungefär lika med translationshastigheten mV. Om $\varepsilon = 6°$ och β har sitt optimumvärde, skulle verkningsgraden hos propellerelementet enligt ovanstående formel bli 0,81. Nu är det omöjligt att få propellerns alla element att arbeta med denna maximala verkningsgrad. Ifall β har sitt optimumvärde för ett visst propellerelement, så måste för alla element, som ligga närmre axeln, där mW är mindre, β bli större och för alla längre ut belägna element mindre. För propellern i sin helhet måste alltså verkningsgraden bli mindre än den för ett enda element möjliga.

Skulle man omsätta denna teori i praktiken hade man att göra stigningsvinkeln ungefär 45° på det ställe av propellern, där dragningen är som störst (ungefär $\frac{5}{8}$ à $\frac{3}{4}$ av radien från axeln räknat), samt närmre axeln öka stigningsvinkeln och längre ut minska densamma. Rotationshastigheten vore sedan att genom utväxling nedmultiplicera så, att den på det mest effektiva området av propellern föga översköte translationshastigheten.

Emellertid kan man uppnå ungefär samma verkningsgrad med propellrar av mindre stigning och större rotationshastighet, och som dessa bekvämare låta sig monteras direkt på motoraxeln, har man i allmänhet föredragit denna lösning.

Det problem, som föreligger för en teori för propellern, är att uttrycka dragkraften (vi benämna den i det följande F i st. f. för R_y) och motorstyrkan (A) som funktion av varvantalet (n), diametern (D) och

translationshastigheten (V). Vissa teoretici gå härvid till väga på det sättet, att de uppdela propellerbladet i element, behandla varje element, som om det vore en liten vinge, och beräkna dragkraften för elementet med kännedom om infallsvinkel och hastighet med användande av den kvadratiska motståndslagen. Resultaten summeras eller integreras för hela propellern, och man erhåller sålunda ett uttryck för hela dragkraften. Tillämpas samma beräkningsmetod för det hindrande motståndet, får man ett uttryck för motorns arbete. På detta sätt finner Drzewiecki följande uttryck för dragkraften.

$$F = an^{2,1} V^{0,9} D^{4,1}$$

(n = varvantal, V = translationshastighet, D = diametern, a = en konstant).

Emellertid visa de på detta sätt erhållna formlerna mycket dålig överensstämmelse med experimentellt erhållna resultat. Orsakerna äro många. Det är ej tillåtligt att behandla varje element såsom isolerat; luftmotståndet modifieras i hög grad av närbelägna element. Vid de stora hastigheter, det här är fråga om, äro avvikelserna från den Newtonska lagen med säkerhet stora. De relativt enkla förhållandena vid rätlinig rörelse kompliceras avsevärt, då det blir fråga om roterande. Slutsumman är, att man aldrig kan vara säker om en teoretiskt beräknad propellers överlägsenhet — den experimentella jämförelsen med andra propellrar är det enda, som kan fälla utslaget.

Emellertid ha vissa teoretiska överläggningar ett visst värde och lämna en del hållpunkter. Vi skola därför en stund uppehålla oss vid några.

Om man antar, att den kvadratiska motståndslagen gäller, måste drivkraften F hos en propeller bli proportionell mot n^2D^2 (rotationshastighetens kvadrat). Vidare måste den vara proportionell mot propellerbladets yta, d. v. s. mot D^2. Man kan alltså sätta

$$F = \alpha n^2 D^4 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

där α är en proportionalitetsfaktor.

Motståndet i rotationsriktningen måste också bli proportionellt mot n^2D^4. För att få motorns arbete måste motståndet multipliceras med rotationshastigheten, d. v. s. med en mot nD proportionell faktor.

Motorarbetet kan alltså sättas =

$$A = \beta n^3 D^5 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

där β är en annan proportionalitetsfaktor.

Eliminerar man n mellan (1) och (2), erhålles:

$$\frac{F^3}{A^2} = \frac{\alpha^3}{\beta^2} \cdot D^2$$

eller

$$F = \gamma \cdot D^{\frac{2}{3}} \cdot A^{\frac{2}{3}}$$

där γ är en ny proportionalitetsfaktor.

Alla dessa formler skulle gälla, ifall hastigheten V är noll, således t. ex. vid motorns provning på bänk. Dragkraften skulle alltså där bli proportionell mot $D^{\frac{2}{3}}$. Stigningens inflytande ligger inneslutet i koefficienten γ.

Om maskinen rör sig framåt med hastigheten V, modifieras dessa formler. Utan att följa härledningen

anföra vi resultatet (H betyder propellerns stigning och n varvantalet).

$$F = \alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

$$A = \beta n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Om V är lika med noll, återfå vi formlerna (1) och (2). Dragkraften F har då sitt maximum. Om $V = nH$, blir $F = 0$. A skulle då också enligt (4) bli noll, men som man alltid åtminstone måste övervinna luftens friktion, kan A aldrig vara noll. Formel (4) måste därför på något sätt underkastas en korrektion.

För att propellern över huvud taget skall utöva någon dragkraft, måste alltså V vara mindre än nH, d. v. s. H större än $\frac{V}{n}$. H är propellerns stigning och $\frac{V}{n}$ den sträcka, maskinen tillryggalägger under ett varv. $H - \frac{V}{n}$ kallas för propellerns slip. Ju mera H är större än $\frac{V}{n}$, d. v. s. ju större slipen är, desto större är dragkraften, men desto större är också motorarbetet A. Man använder i praktiken en slip på 10 à 15 % av stigningen. Detta motsvarar fördelaktiga värden på luftströmmens infallsvinkel. Med en propeller med stigningen 2 m. kan hastigheten med 10 % slip således bli 1,8 m. pr varv. Gör propellern 1200 varv i minuten, blir då hastigheten pr timme = 60 · 1200 · 1,8 m. = 129,6 km. Om man omvänt på förhand ger sig maskinens hastighet och varvantalet,

kan man beräkna, hur stor stigning propellern bör ha under antagande av en viss slip.

Representeras (3) grafiskt, så att V tages som abscissa och F som ordinata, får kurvan det i fig. 21 givna utseendet. Det visar sig, att kurvan rätt nära överensstämmer med den, som erhålles genom experiment.

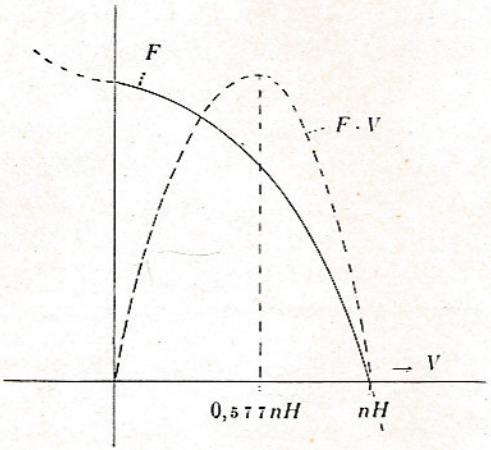

Fig. 21.

Multipliceras F och V, erhåller man det nyttiga arbetet

$$FV = U = \alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) V \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Detta kommer att representeras av den prickade kurvan å fig. 21. Motorsystemets nyttiga arbete är således noll, då V är 0, ökas sedan till en början med V för att vid $V = nH$ åter bli noll. Man kan visa, att F · V får sitt maximum vid $V = \frac{1}{\sqrt{3}} nH = 0{,}577\ nH$. Vid denna relation mellan hastigheten och stig-

ning samt varvantal är alltså det nyttiga arbetet störst.

Dividerar man det nyttiga arbetet $(F \cdot V)$ med motorns arbete (A) erhålles verkningsgraden

$$\varrho = \frac{FV}{A} = \frac{\alpha n^2 D^4 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right) V}{\alpha n^3 D^5 \left(1 - \frac{V^2}{n^2 H^2}\right)} = \frac{\alpha}{\beta} \cdot \frac{V}{nD}.$$

Man kan uttrycka stigningen H som en bråkdel h av diametern D,

alltså $\qquad H = h \cdot D \quad$ eller $\quad D = \frac{H}{h}$.

Insättes detta i ovanstående formel, erhålles

$$\varrho = \frac{\alpha}{\beta} \cdot h \cdot \frac{V}{nH} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

α och β återfinnas i formlerna (1) och (2) och kunna alltså experimentellt bestämmas genom försök »på bänk». Då alla andra faktorer äro bekanta, ger alltså (6) verkningsgraden vid olika hastigheter.

Om man eliminerar n mellan (3) och (4), får man

$$A^2 = \frac{\beta^2}{\alpha^3} \cdot \frac{F^3}{D^2} + \frac{\beta^2}{\alpha^2} \cdot \frac{F^2 D^2 V^2}{H^2}$$

eller om man i sista termen insätter $\frac{H}{h}$ i st. f. D:

$$A^2 = \frac{\beta^2}{\alpha^3} \cdot \frac{F^3}{D^2} + \frac{\beta^2}{\alpha^2} \cdot \frac{F^2 V^2}{h^2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

Kännetecknet på en hög verkningsgrad är, att man kan erhålla en given dragkraft F med litet motorarbete A. Av (7) framgår, att A vid bestämd dragkraft F blir mindre, ju större D är. Det är således alltid fördelaktigt för verkningsgraden att göra diametern stor. Man får då i stället genom utväxling nedmultiplicera varvantalet. Ökningen av D är emellertid, såsom redan nämnts, begränsad i praktiken.

Formel (6) för verkningsgraden är naturligtvis ej fullt riktig, eftersom formel (4) för arbetet ej var alldeles riktig. Så mycket kan man dock se därav, att verkningsgraden beror av hastigheten V.

Experimentellt kan en propellers verkningsgrad vid olika translationshastighet V bestämmas på t. ex. följande sätt. Propellern (en förminskad modell därav) roteras medelst en elektrisk motor antingen direkt på axeln eller med tillhjälp av en transmission samt utsättes för en konstgjord luftström i axelns riktning. Genom lämpliga dynamometrar mätes propellerns dragkraft, och genom mätning av den elektriska energi, som tillföres motorn, kan den av propellern absorberade motoreffekten A bestämmas. Det nyttiga arbetet U är produkten av dragkraften och den konstgjorda luftströmmens hastighet V. Genom jämförelse av U och A erhålles verkningsgraden, och denna kan alltså bestämmas för en serie värden på hastigheten V. Genom att variera stigning och varvantal kan man skaffa sig ett tillräckligt siffermaterial för att bedöma, vilken av ett antal undersökta propellrar man bör välja för en bestämd uppgift. Dylika undersökningar äro i stor utsträckning utförda av Eiffel, och hans

resultat giva tills vidare det rikligaste materialet för propellerkonstruktörens beräkningar.

Vi vilja endast som exempel anföra följande resultat för en Chauvière-propeller av diametern 2,50 m. och stigningen $0{,}775 \cdot D$, monterad på en 50 hästars Gnôme-motor.

V km./tim. =	60	70	80	90	100	110	120	130	140
U Hkr. =	28,8	31,0	33,9	35,5	36,4	37,0	37,0	36,5	35,0

Vi se, att den största verkningsgraden ha vi vid 110—120 km./tim. Mellan 90 och 140 km./tim. är för övrigt verkningsgraden relativt konstant. Vid små hastigheter skulle här en annan propeller med annan stigning kunna ge större verkningsgrad.

Valet av propeller till en maskin är minst lika viktigt som en ekonomisk konstruktion av aeroplanet eller en kraftig motor. Det tjänar ej mycket till att ha en kraftig motor, om ej propellern är i stånd att i största utsträckning utnyttja motorkraften till nyttigt arbete.

Flygmaskinernas karaktäristiker.

I ett föregående kapitel har i korta drag skisserats de beräkningar som måste läggas till grund för en tilltänkt aeroplankonstruktion. Man kan genom fullföljande av dessa beräkningar skaffa sig data för, hur maskinen kommer att förhålla sig vid andra flygvinklar än den, som svarar mot dess största hastighet. Vi genomförde ej dessa beräkningar för den planerade maskinen, men som siffror äro ägnade att ge en betydligt klarare uppfattning än en allmän beskrivning av de faktorer, som äro bestämmande för flygningen, skola vi här göra en redan färdigkonstruerad maskin till föremål för vår analys. Vi välja till en början ett Blériot-monoplan.

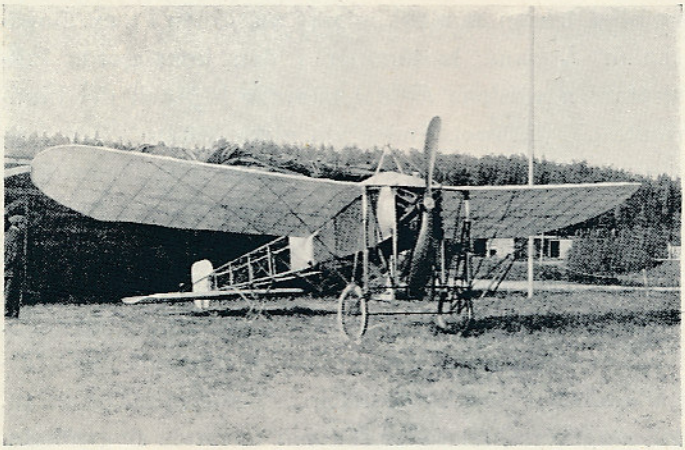

Fig. 22.

Blériot-monoplanets karaktäristiker.

Blériot-monoplanet karaktäriseras av följande siffror:

Avstånd mellan vingspetsarna	8,85 m.
Bärplanens yta	15,2 m.^{2}
Stabilisatorns yta	1,68 »
Höjdrodrets yta	1,12 »
Vikt:	
Maskinens vikt utan motor	190 kg.
Motorns vikt	80 »
Förarens »	70 »
Bensin för tre timmar	45 »
Olja	15 »
Summa	400 kg.
Motorns styrka	50 hkr.

Har man såsom Eiffel till sitt förfogande ett aerodynamiskt laboratorium, förfärdigar man en fullkomligt trogen modellkopia av maskinen i t. ex. längdskalan $\frac{1}{10}$ samt bestämmer i den konstgjorda luftströmmen värdena av det bärande (R_y) och det hindrande (R_x) luftmotståndet vid olika infalls- eller flygvinklar. Luftströmmen bör då ha ungefär samma hastighet som den, som skall användas vid flygning. Det är vidare nödvändigt, för att få riktiga värden, att samtidigt med att man ändrar infallsvinkeln ändra höjdrodrets läge, så att maskinen fortfarande är stabil. Endast härigenom blir allting jämförbart med förhållandena i praktiken, där ju höjdrodret måste stå så, att längdstabilitet råder för den använda flygvinkeln.

Om R_x och R_y äro de värden på det hindrande och det bärande motståndet, som referera sig till hastigheten 10 $^{m.}/_{sek.}$, så komma de också att betyda resp. motstånds värden för den stora maskinen vid hastigheten 1 $^{m.}/_{sek.}$ För 1 $^{m.}/_{sek.}$ är ju nämligen motståndet 100 gånger mindre än för 10 $^{m.}/_{sek.}$, men som den riktiga maskinen har 100 gånger större ytor än modellen, så har den 100 gånger större motstånd än densamma. De båda reduktionerna för hastigheten och storleken ta således ut varandra.

Eftersom det bärande motståndet måste vara lika med tyngden, vilken för vårt Bleriot-monoplan är 400 kg., får man, ifall den erforderliga hastigheten antages vara V $^{m.}/_{sek.}$,

$$R_y V^2 = 400.$$

Således

$$V = \sqrt{\frac{400}{R_y}}.$$

Av försöken får man också värdet av förhållandet $\frac{R_x}{R_y}$, d. v. s. hur stor bråkdel det hindrande motståndet utgör av det bärande, med andra ord hur stor del den erforderliga dragkraften utgör av vikten. Antages dragkraften vara F kg., erhålles

$$F = \frac{R_x}{R_y} \cdot 400.$$

Det erforderliga hästkraftantalet A blir

$$A = \frac{F \cdot V}{75}.$$

Följande tabell utgör en sammanställning av alla dessa faktorer för Blériot-maskinen, efter Eiffel.

Tabell 4.

$i =$	3°	6°	9°	12°	15°	18°	21°
R_y kg.	0,360	0,568	0,756	0,946	1,040	1,062	1,040
$\frac{R_x}{R_y}$	0,347	0,242	0,204	0,205	0,252	0,320	0,438
V $^{m.}/_{sek.}$ ...	33,3	26,5	23,0	20,6	19,6	19,35	19,6
F kg.....	128,8	96,8	81,6	82,0	100,8	128,0	175,2
A hkr.	57,0	34,2	25,0	22,5	26,3	33,0	45,7

Vi se alltså, att maskinen för att kunna flyga med en hastighet av t. ex. 33,3 $^{m.}/_{sek.}$ (= 120 $^{km.}/_{tim.}$) behövde använda 57 effektiva hästkrafter. Om propellern har verkningsgraden 0,7, måste då motorns styrka vara $\frac{57}{0,7} = 81,5$ hkr.

Den för flygning erforderliga hastigheten minskar till en början, när flygvinkeln ökar, för att efter 18° åter börja stiga.

Den erforderliga dragkraften minskar endast till $i = 9°$ och ökas vid större vinklar. Det minsta erforderliga hästkraftsantalet ha vi vid $i = 12°$.

Variationerna av V, F och A med flygvinkeln åskådliggöras lämpligast genom ett diagram. I fig. 23 äro alla tre kurvorna infällda på samma diagram. Värdena av V och F avläsas till vänster och värdet av A till höger. Flygvinkeln är utsatt som abscissa.

Maskinen är försedd med en 50 hästars motor. Om verkningsgraden hos propellern är 0,7, förmår den

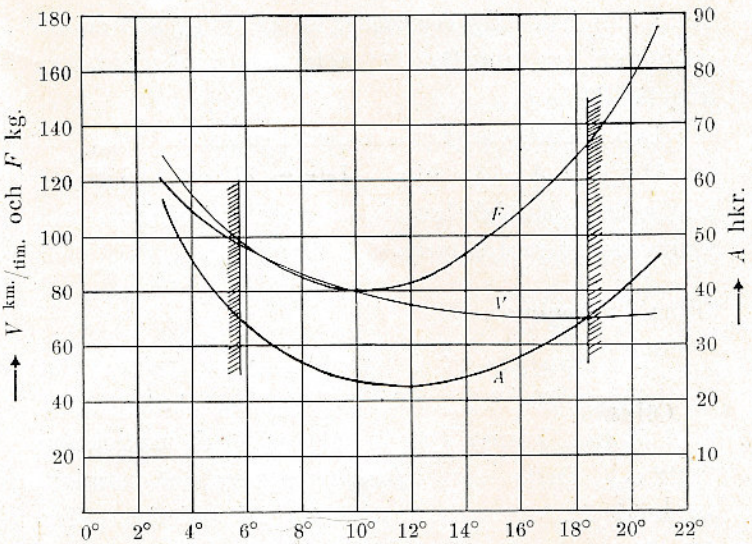

Fig. 23.

således ge 35 effektiva hkr. De värden av F och V, som svara mot större värden av A än 35 hkr., kunna således ej realiseras. Endast det gebit av diagrammet, som ligger mellan de schrafferade linjerna, kan alltså förverkligas.

Vi se av kurvan för A, att det minsta hästkraftantalet, 22,5 hkr., åtgår vid en flygvinkel av 11°,5 och vid hastigheten 75 $^{km.}/_{tim.}$ Denna flygvinkel kallas den *ekonomiska vinkeln*.

Den minsta dragkraften, 80 kg., ha vi vid ungefär 10°,5 och hastigheten 78 $^{km.}/_{tim.}$ Med denna flygvinkel kan man alltså flyga en given sträcka med minsta möjliga arbetsförbrukning (eller bensinförbrukning). Arbetsförbrukningen är ju nämligen lika med produkten av dragkraften och vägen.

Den minsta möjliga hastighet, med vilken man

ännu kan hålla sig svävande, är 70 $^{km.}/_{tim.}$ vid en infallsvinkel av ungefär 17° och med användande av ungefär 30 hkr.

Den största möjliga hastigheten är 96 $^{km.}/_{tim.}$ vid $i = 5°{,}7$ och $A = 35$ hkr. Mellan 70 och 96 $^{km.}/_{tim}$ kan således hastigheten vid angiven last varieras med ändrande av motorstyrka och flygvinkel.

Olika flygregimer.

Om man tar ut t. ex. 30 hkr. av motorn, blir hastigheten 90 $^{km.}/_{tim.}$ vid $i = 7°$. Man skulle också med 30 hkr. kunna flyga med $i = 17°$ och hastigheten 70 $^{km.}/_{tim.}$ Detta vore naturligtvis mera oekonomiskt än med 7°, eftersom hastigheten blir mindre. Men det finnes även andra skäl att icke använda denna flygvinkel och över huvud taget inga vinklar, som äro större än den, för vilken det erforderliga hästkraftantalet har sitt minimumvärde, d. v. s. i detta fall 11°,5. Vi antaga, att man flyger under flygvinkeln 7°, således med användande av 30 hkr. Vi pressa nu medelst höjdrodret ned stjärten, så att infallsvinkeln ökar. Vid ökning av infallsvinkeln behövs här, såsom framgår av kurvan för A i fig. 23, ett mindre hästkraftsantal för att flyga horisontellt — låta vi våra 30 hästar fortfarande verka, stiger alltså maskinen. Om vi tvärtom medelst höjdrodret höja stjärten och minska infallsvinkeln, skulle det behövas mer än 30 hkr. för horisontell flygning. Följden blir, att maskinen glider snett nedåt.

Detta är den normala effekten av ändringar i höjdrodrets läge.

Vi antaga nu, att man i stället flyger med en

vinkel, som är större än 11°,5. Med 30 hkr. t. ex. blir då vinkeln ungefär 17°. Om man nu medelst höjdrodret ökar infallsvinkeln, skulle man behöva mer än 30 hkr. för att flyga horisontellt. Följaktligen sjunker maskinen. Och tvärtom, den stiger vid en minskning av flygvinkeln. Den riktning, i vilken höjdrodret här verkar, är således rakt omkastad mot den vanliga.

Det är naturligtvis ytterst riskabelt, isynnerhet i kritiska situationer, om man ibland för att t. ex. stegra maskinen måste draga höjdroderspaken åt sig och ibland föra den från sig; ett fel blir i hastigheten lätt begånget, om ej alltid samma effekt vinnes med samma åtgärd. Det är därför ej rådligt att flyga med större flygvinklar än den, för vilken A är minimum.

Man kallar det vinkelgebit, som ligger under denna vinkel, för »första regimen» och det, som ligger över, för »andra regimen». Med ifrågavarande Blériot-monoplan omfattar således första regimen flygvinklar mellan 5°,7 och 11°,5 och andra regimen vinklar mellan 11°,5 och 18°,5.

Ett tillfälle, då andra regimen kommer till användning, är vid landning. Här gäller det att så småningom minska farten genom att öka det hindrande motståndet medelst infallsvinkelns ökning. Som motor verkar vid landningen maskinens levande kraft. Befinner sig maskinen inom första regimen, medför en för hastig ökning av infallsvinkeln, att maskinen stegrar sig och tappar farten för att sedan falla hårt mot marken. Ökningen av infallsvinkeln måste därför till en början ske försiktigt och hålla jämna steg med minskningen i hastighet, ända tills man kommer till övre gränsen för första regimen. Sedan kan en

ytterligare ökning av infallsvinkeln ej längre stegra maskinen utan åstadkommer endast en effektivare bromsning. En övergång till andra regimen får naturligtvis endast ske tätt invid marken.

Stigförmåga.

Ett betydelsefullt karaktäristikum för en flygmaskin är dess stigförmåga. Denna beror av överskottet i motorstyrka över den för horisontell flygning erforderliga. Med det nyss diskuterade Blériot-monoplanet behövs för horisontell flygning minst 22,5 hkr. Som dess 50 hästars motor ger 35 effektiva hkr., har maskinen alltså ett maximalt överskott av 12,5 hkr. att utnyttja för stigning. 12,5 hkr. motsvarar ett arbete av $12{,}5 \cdot 75 = 937{,}5$ kgm. pr sekund. Som maskinen väger 400 kg., kan den således lyftas $\frac{937{,}5}{400} = 2{,}34$ meter pr sekund. För att stiga till 500 m. höjd åtgår alltså $\frac{500}{2{,}34} = 214$ sekunder $= 3{,}6$ minuter och på 5 minuter skulle maskinen kunna stiga till 700 m., om ej luften förtunnades uppåt. Nu medför luftförtunningen, att stigförmågan pr sek. minskas alltmer, ju högre man kommer, för att till slut bli noll. Maskinen har då uppnått sin största möjliga höjd, och denna är större, ju större dess stigförmåga nere vid marken är.

Glidförmåga.

Ett annat viktigt karaktäristikum är maskinens glidförmåga med avstannad motor. Vid glidflykt övertages motorns dragning, såsom fig. 24 visar, av den

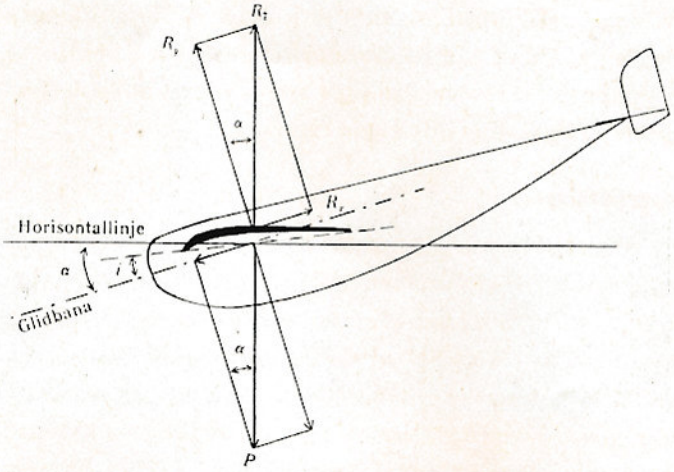

Fig. 24.

komposant av tyngden P, som faller utefter glidbanan. Denna komposant är då till storleken lika med det hindrande motståndet R_x. Den häremot vinkelräta komposanten av tyngden är lika med det bärande motståndet R_y. Tyngden P och det verkliga motståndet R_i ligga vid glidflykt utefter samma räta linje. Glidvinkeln α är tydligen lika stor som vinkeln mellan R_y och R_i, vars tangent är $\frac{R_x}{R_y}$. Alltså kommer $\frac{R_x}{R_y}$ att ange lutningen av glidbanan.

För ifrågavarande Blériot-monoplan var den minsta dragkraften 80 kg. Det minsta möjliga värdet på $\frac{R_x}{R_y}$ är alltså $\frac{80}{400} = 0{,}2$. Med angiven last kan maskinen alltså glida med lutningen 1 på 5.

Vi skola nu se, hur de karaktäristiska flygegenskaperna gestalta sig för ett par andra maskiner, ett Morane-Saulnier-monoplan och ett M. Farman-biplan.

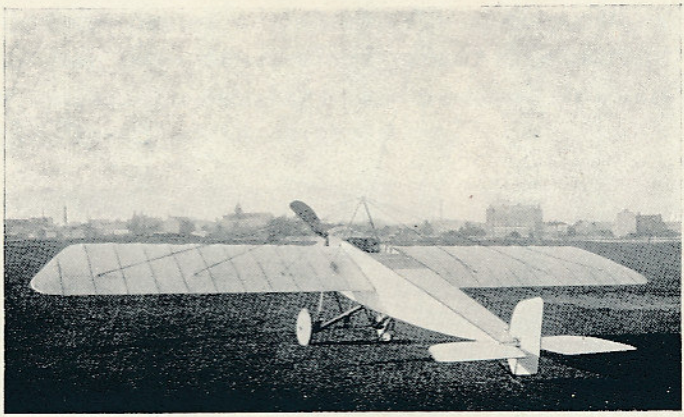

Fig. 25.

Morane-Saulnier-monoplanets karaktäristiker.

Morane-Saulnier-monoplanet karaktäriseras av följande siffror:

Avstånd mellan vingspetsarna	9,50	m.
Bärplanens yta	16,00	$m.^2$

Vikt:

Maskinen med en 72 hkr. Gnôme-motor	300	kg.
Förare	75	»
Bensin och olja ($3\frac{1}{3}$ timme)	100	»
Summa vikt med endast förare	475	kg.
Summa vikt med förare och en passagerare	550	»

Följande tabell ger en sammanställning av de för flygningen karaktäristiska konstanterna för Morane-Saulnier-monoplanet.

Tabell 5.

Vikt	$i =$	0°	3°	6°	9°	12°	15°	18°
	R_y kg.	0,299	0,576	0,824	1,036	1,220	1,262	1,249
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,377	0,208	0,176	0,175	0,178	0,222	0,275
475 kg.	V m./sek.	39,8	28,7	24	21	19,6	19,4	19,5
	F kg.	179	99	83,6	83,1	84,6	105,5	130,5
	A hkr.	95	37,9	26,8	23,3	22,2	27,3	34
550 kg.	V m./sek.	42,8	30,9	25,8	22,65	21,2	20,85	21
	F kg.	203,8	114,5	96,8	95,25	97,9	122	151,2
	A hkr.	118,6	47,2	33,4	28,8	27,7	33,9	42,4

I fig. 26 äro V, F och A grafiskt representerade. De fulldragna kurvorna motsvara vikten 475 kg., de prickade vikten 550 kg.

Motorns styrka är 72, alltså motorsystemets 50 effektiva hkr. Av fig. 26 synes, att den minsta erforderliga motorstyrkan med den mindre vikten är 22 hkr., svarande mot flygvinkeln 11—12° och hastigheten 72 km./tim. Den största hastigheten med full motorkraft är 116 km./tim. vid en flygvinkel något under 2°. Den minsta hastigheten är ungefär 70 km./tim. Vid en flygvinkel av 6° behövs 26,8 hkr., och hastigheten blir 86,5 km./tim.

Överskottet i motorstyrka är 28 hkr., medgivande en stigning pr sekund av $\frac{28 \cdot 75}{475} = 4{,}42$ m., d. v. s. på 5 minuter 1325 meter (bortsett från luftförtunningens inverkan). Minsta lutningen av glidflyktbanan blir 0,175 eller 1 på 5,7.

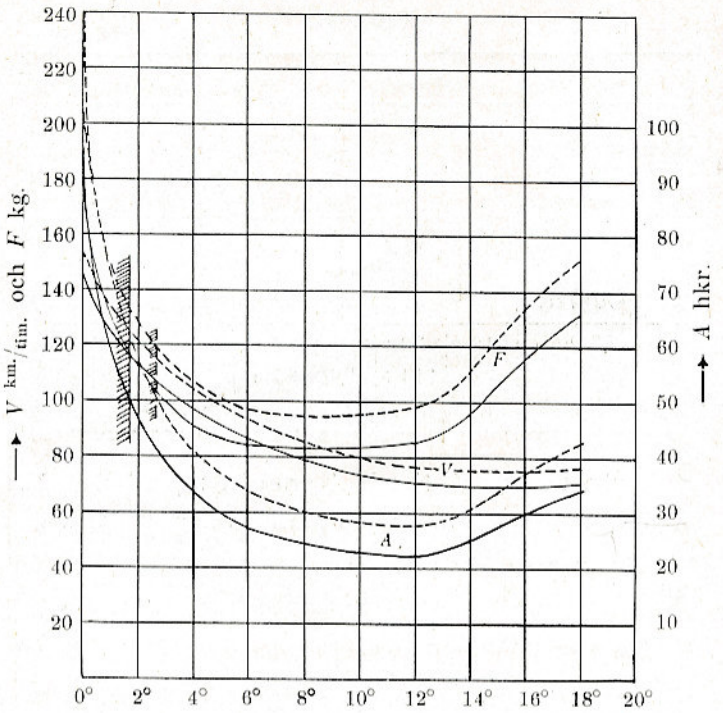

Fig. 26.

Utrustades maskinen liksom Blériot-monoplanet med en 50 hästars motor samt 60 kg. »proviant» i st. f. 100 kg., skulle vikten bli ungefär 65 kg. mindre. Den minsta erforderliga motorstyrkan sjönke härigenom till 17,6 hkr. Av motorns 35 eff. hkr. kunde 17,4 användas för en stigning av 3,18 m. pr sekund, d. v. s. 956 m. på 5 minuter. Blériot-maskinen steg, som vi minnas, 700 m. på 5 min. med samma motor och samma last.

Med en passagerare blir minsta motorstyrkan 27,5 hkr. vid flygvinkeln 11—12° och hastigheten

77 $^{km.}/_{tim.}$ Största hastigheten blir 115 $^{km.}/_{tim.}$ vid flygvinkeln 2°,6. Minsta hastigheten blir 75 $^{km.}/_{tim.}$ Överskottet i motorkraft blir 50 — 27,5 = 22,5 hkr., tillåtande en stigning av $\frac{22,5 \cdot 75}{550} = 3,33$ $^{m.}/_{sek.}$, d. v. s. på 5 minuter 1000 meter. Minsta glidvinkeln får lutningen 0,175.

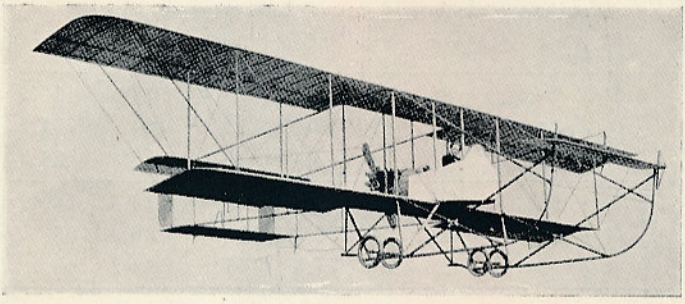

Fig. 27.

M. Farman-biplanets karaktäristiker.

M. Farman-biplanets karaktäristiska siffror äro följande:

Bärplanens dimensioner	övre vingen	15,6 · 2 m. = 31,2	m.²
	undre »	11,5 · 2 m. = 23	»
	avstånd mellan planen	= 2	m.
Stabilisatorns dimensioner	övre planet	3,8 · 2 m. = 7,6	m.²
	undre »	2,7 · 2 m. = 5,4	»
	avstånd mellan planen	= 2	m.

Vikt:

Maskinen med en 70 hkr. Renault-motor	500 kg.
Bensin och olja (5 timmar)	155 »
Förare	75 »
Summa vikt med endast förare	730 kg.
Summa vikt med en passagerare	800 »

Följande tabell ger en sammanfattning av de för flygningen karaktäristiska konstanterna för M. Farman-biplanet, efter experiment av Eiffel.

Tabell 6.

Vikt	$i =$	5°,2	6°,3	9°,4	12°,5
	R_y	1,294	1,881	2,383	2,891
	$\frac{R_x}{R_y}$	0,292	0,236	0,226	0,229
730 kg.	V m./sek.	23,8	19,7	17,5	15,9
	F kg.	213	172,2	165	167,2
	A hkr.	67,5	45,4	38,5	35,4
800 kg.	V m./sek.	24,9	20,6	18,3	16,62
	F kg.	233,5	188,8	180,8	183
	A hkr.	77,5	51,9	44,2	40,6

I fig. 28 äro värdena av V, F och A grafiskt representerade. De fulldragna linjerna motsvara vikten 730 kg., de prickade vikten 800 kg.

Motorn ger 70, alltså motorsystemet 50 eff. hkr. Som fig. 28 visar, är vid den mindre belastningen den minsta erforderliga motorstyrkan = 35 hkr. vid hastigheten 57 km./tim. och flygvinkeln 13°. Största hastigheten är 74 km./tim. vid flygvinkeln 5°,4. Överskottet i motorkraft är 50 — 35 = 15 hkr., medgivande en stigning av $\frac{15 \cdot 75}{730} = 1{,}54$ m./sek. På 5 min. kan maskinen stiga 462 meter. Minsta glidvinkeln har lutningen 0,226 eller 1 på 4,4.

Med en passagerare blir minsta motorstyrkan 40 hkr. vid hastigheten 57 km./tim. och flygvinkeln 13°.

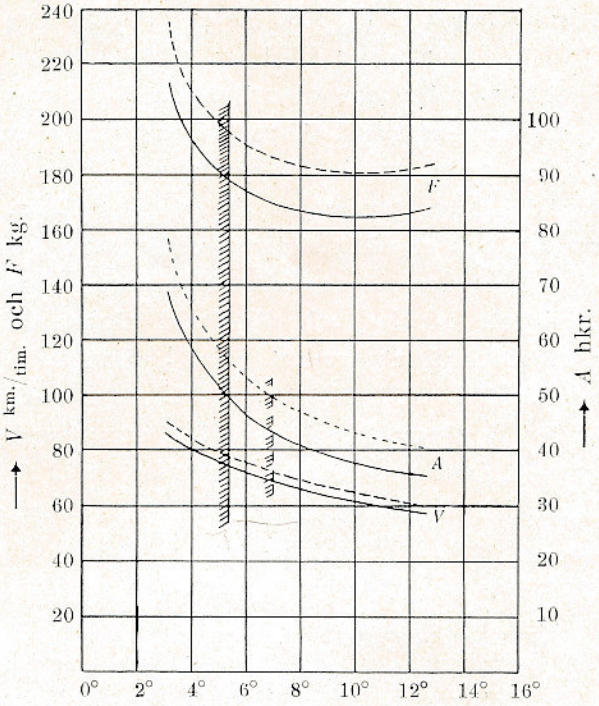

Fig. 28.

Största hastigheten blir 72 $^{km.}/_{tim.}$ vid flygvinkeln 7°. Överskottet i motorkraft blir 50 — 40 = 10 hkr., tillåtande en stigning av $\frac{10 \cdot 75}{800} = 0{,}94$ $^{m.}/_{sek.}$ På 5 min. kan maskinen stiga 280 meter.

Jämförelser.

En jämförelse mellan de två sista maskinernas karaktäristiker utfaller ur de flesta synpunkter till Morane-Saulnier-monoplanets fördel. Vi jämföra några konstanter, då maskinerna ha en passagerare. På 5 min. stiger M. Farman-biplanet till 280 m., Morane-

Saulnier-monoplanet till 1000 meter. För att komma upp till en krigsduglig höjd av 2000 meter kräver biplanet 36 minuter, monoplanet 10 minuter. I verkligheten bli siffrorna något större, såsom redan är framhållet, på grund av luftförtunningen. Tiden ökas emellertid i större proportion för en dålig stigare än för en god, och en dålig stigare kan över huvud taget aldrig komma upp till en sådan höjd som en god.

Biplanets bensin- och oljeförråd räcker för 5 timmar, monoplanets endast för $3\frac{1}{3}$ timmar. Det anses ofta för en överlägsenhet att kunna medföra förråd för en *längre tid*. Men på 5 timmar flyger biplanet med användande av sin största fart av 72 $^{km.}/_{tim.}$ 360 km. På $3\frac{1}{3}$ timme flyger monoplanet med sin största fart av 115 $^{km.}/_{tim.}$ 383 km. Och det är naturligtvis den tillryggalagda vägen, som bestämmer kapaciteten, ej flygtiden. Denna sanning framträder i bjärt belysning, om man har att flyga i motvind. Med en motvind av t. ex. 36 $^{km.}/_{tim.}$ skulle biplanet med sitt förråd hinna 180 km. på 5 timmar men monoplanet 263 km. på $3\frac{1}{3}$ timme. Man jämföre med dessa siffror, att biplanet förbrukat 50 % mera benzin och olja än monoplanet samt på grund av den längre tiden slitit 50 % mera på motorn.

Särskilt vid militär användning spelar *aktionsradien*, d. v. s. den största sträcka, maskinen kan avlägsna sig från utgångspunkten, för att med sitt bensinförråd kunna återvända till densamma, en viktig roll. Aktionsradien beror naturligtvis av vindstyrkan. Vi antaga, att maskinen i ena riktningen har att gå med och i andra mot vinden. Om maskinens hastighet i lugnt väder är v $^{km.}/_{tim.}$, vindstyrkan v_1 $^{km.}/_{tim.}$,

bensin- och oljeförrådets varaktighet t timmar och och aktionsradien x km., råder följande ekv.

$$\frac{x}{v+v_1}+\frac{x}{v-v_1}=t.$$

I följande tabell äro sammanställda vindstyrka och motsvarande aktionsradier vid de båda diskuterade maskinerna.

Vindstyrka		Aktionsradie km.	
m./sek.	km./tim.	M. Farman	Morane-Saulnier
0	0	180	191,5
5	18	169	187
10	36	135	173
15	54	86	152,5
20	72	0	116,5

Medan biplanets aktionsradie på grund av vindstyrkans ökning minskar från 180 km. till 0 km., har således monoplanets endast reducerats från 191,5 km. till 116,5 km.

En fördel hos det givna biplanet är, att landningen på grund av den ringa farten sker lättare.

Stort överskott i motorkraft betyder en avgjord överlägsenhet. Det är betingelsen för stor stigförmåga, men det är också betingande för en hel del andra goda egenskaper hos maskinen. Med större kraftöverskott kan man variera hastigheten inom vidare gränser. Och ju mer hastigheten överskjuter den för flygning nödvändiga, desto mindre är maskinen beroende av de tillfälliga ändringar av infallsvinkeln, som förorsakas av ojämna vindförhållanden. Stort kraftöverskott säkrar med andra ord längdstabiliteten.

Man kan säga, att av två maskiner, försedda med lika starka motorer, är den flygtekniskt bäst, som kan stiga till största höjden på en given tid. Den maskinen har tydligen största kraftöverskottet, kräver således ej så stor motorstyrka för normal flygning som den andra. Om lasten är densamma, är den första tydligen konstruerad på ett mer ekonomiskt sätt.

Monoplan och biplan.

Farman-biplanets underlägsenhet ligger ej i dess egenskap av biplan utan i den låga kvaliteten hos vingarna och det stora skadliga motståndet. Ett biplan med bättre vingar uthärdar givetvis jämförelsen bättre. Visserligen måste biplanvingarnas ekonomi bli något sämre än en monoplanvinges av samma form, därför att den undre vingens bärförmåga är reducerad med en $\frac{1}{3}$, utan att dess hindrande motstånd minskats. $\frac{R_x}{R_y}$ måste för biplancellen bli större än för monoplanvingen. Men för maskinen som helhet kan dock $\frac{R_x}{R_y}$ få mindre värden än för ett motsvarande monoplan, om man lyckas hålla de passiva motstånden hos flygkropp, stöttor och stag m. m. tillräckligt nere. Så länge det är fråga om små och lätta maskiner, erbjuder monoplankonstruktionen givetvis den fördelaktigaste ekonomien. Men svårigheten att bygga monoplan med tillräckligt stora vingar för att kunna uppbära stor last gör biplanet vid stor last till en nödvändighet. Man kan för övrigt säga, att biplanet vid stor last är en kon-

sekvent utveckling av monoplanet. För att effektivt kunna staga en stor monoplanvinge behövde man en horisontell balk eller brygganordning ett stycke under vingen. Därmed hade man infört en undervinges hindrande motstånd utan att erhålla dess bärande. Det är då konsekvent att låta denna balk växa ut till en vinge. Men på grund av undervingens dåliga ekonomi är det ingen idé att göra dess längd större än som behövs för övervingens effektiva stagning. I det avseendet är givetvis anordningen vid Farmanbiplanet med kortare under- än övervinge uttrycket för en riktig idé.

Praktiska prov.

Har man ej ett aerodynamiskt laboratorium till sitt förfogande, kan man dock genom direkta iakttagelser på maskinen få reda på en del av dess karaktäristiska konstanter. Har man på maskinen inmonterade lämpliga apparater, med vars tillhjälp man kan bestämma flygvinkel (i) och glidvinkel (α) samt hastigheten, kan man genom en serie glidförsök med olika glidvinklar förskaffa sig värden på R_y och $\frac{R_x}{R_y}$, vilka tillåta en att beräkna samma karaktäristiska kurvor för V, F och A, som dem vi i det föregående diskuterat. Av fig. 24 (sid. 91) framgår, att $\frac{R_x}{R_y}$ är $=$ tg α och $R_y = P \cos \alpha$. Observation av glidvinkeln α och den sammanhörande flygvinkeln i samt hastigheten V ge oss således allt vad vi behöva för kurvornas uppritande.

Även utan dylika apparater kan man ur glid-

och stigförsök utvinna en del viktiga upplysningar om maskinen. Vid glidflykt med avstannad motor kan man bestämma minsta erforderliga motorstyrkan för horisontell flykt. Vid glidflykt utövas motorarbetet av maskinens vikt, och arbetet pr sekund (kgm.) är lika med vikten (kg.) gånger sänkningen (m.) pr sekund. Glider man så, att sänkningen pr sekund blir den minsta möjliga, erhåller man alltså lätt den minsta erforderliga motorstyrkan. Hästkraftantalet är lika med vikten (kg.) gånger sänkningen pr sekund ($^{m.}/_{sek.}$) dividerat med 75.

Genom stigförsök kan man få reda på överskottet i motorstyrka. Stiger man med största möjliga stigning, utnyttjar man tydligen hela detta överskott, och detta är då i hkr. lika med vikten (kg.) gånger stigningen pr sekund ($^{m.}/_{sek.}$) dividerat med 75.

Adderar man den minsta erforderliga motorstyrkan och överskottet i motorkraft, erhålles *motorsystemets* (propellern inberäknad) effektiva styrka. Känner man *motorns* styrka, får man då lätt propellerns verkningsgrad. Man har således där en möjlighet att jämföra propellrars verkningsgrad.

INNEHÅLL.

Sid.

Luftmotståndet 3

Luftmotståndet mot en plan, tunn platta 4

Luftmotståndet mot kroppar 9

Luftmotståndets natur 14

Flygningens teori 18

Ortoptären 18

Fåglarnas flykt 23

Flygmaskinens »kvalitet» 24

Det sneda infallets ekonomi 26

Kvalitetens beroende av vingprofilens form 32

Biplan 40

Tryckändringen invid vingen 41

Aeroplanet 45

Hållfasthet 45

Beräkning av ett aeroplan 48

Aeroplanets avvägning 54

Stabiliteten 56

Längdstabiliteten 56

Sidostabiliteten 62

Kursstabilitet 64

Flygning vid vind 64

Motor och propeller 67

Sid.

Flygmaskinernas karaktäristiker 83

Blériot-monoplanets karaktäristiker 84

Olika flygregimer 88

Stigförmåga 90

Glidförmåga 90

Morane-Saulnier-monoplanets karaktäristiker 92

M. Farman-biplanets karaktäristiker 95

Jämförelser 97

Monoplan och biplan 100

Praktiska prov 101

Pris 3: 75.

ENOCH THULIN o. IVAR MALMER, FLYGMASKINEN.