

nisu podvrgnute upotreboj dozvoli prikolice za poljoprivredna i šumska vozila brzine ispod 20 km/h. Dozvola za upotrebu uvjetuje propisanu izvedbu odnosno upotrebu sigurnosnog stakla, naletnih kočnica, spoja prikolice s motornim vozilom, rasvjetnih i signalnih uređaja, odraznika svjetla, registarske oznake, grijanja putničkih prikolica i obloga kočnica.

S obzirom na svoju primjenu prikolice se mnogo razlikuju kako po izvedbi tako i veličini, pa se grade prikolice s brojem osovina počevši od 1 pa do 4 i više. Konstruktivni elementi prikolica umnogome su po svojoj funkciji nalik elementima vozila koja su već prije opisana.

Na sl. 353 prikazana je standardna izvedba prikolice 6 t. Sl. 354 prikazuje nasjednu prikolicu s tovarnim prostorom od 70 m<sup>3</sup>. Nasjednu prikolicu s okretnim stražnjim osovinama prikazuje sl. 355. Priklonu s dubokim tovarnim prostorom prikazuje sl. 356. B. Mad.

### Domaća proizvodnja motornih vozila

U Jugoslaviji proizvode automobilna vozila ove tvornice: Tovarna automobilova Crvena zastava u Kragujevcu, Industrija motora Rakovica kod Beograda (IM), Fabrika automobila Priboj na Limu (FAP), Industrija traktora i motora u Zemunu (ITM), Tovarna avtomobilov Maribor (TAM), Tovarna motornih koles u Kopru (TOMOS), Industrija motornih vozila, Novo Mesto (IMV), Preduzeće "Tit", Sarajevo (PRETIS), "14. oktobar", Kruševac. "Crvena zastava" proizvodi osobne automobile, IM i ITM motore i traktore, "14. oktobar" traktore i bagere, FAP teretne automobile i šasije autobusa, TAM teretne automobile, autobuse i motore, TOMOS motorkotače, motore i automobile, a PRETIS motorkotače. Motore s unutarnjim izgaranjem proizvodilo je 1961. 12, a prikolice 14 poduzeća. Veći broj radionica proizvodi karoserije i dijelove za motorna vozila. God. 1961 proizvedeno je osobnih vozila 14 999, autobusa 829, teretnjaka 5426, traktora 4856, prikolina 8022, motorkotače 37 751 komada.

LIT.: E. D. L'vov, Teorija traktorov, Moskva 1946. — H. Buschmann, Taschenbuch für den Auto-Ingenieur, Stuttgart 1947. — D. Krpan, Goriva i maziva motora s unutarnjim sagorijevanjem, Zagreb 1949. — R. J. Everest, Motor tune-up manual, New York 1949. — I. Frazer et al., Automotive fundamentals, Chicago 1949. — H. Bürger, Das Kraftwagen-Fahrgestell, Stuttgart 1950. — M. Bouisseaux, L'automobile, Paris 1952. — R. Bussien, Automobiltechnisches Handbuch, Berlin 1953. — J. Heitner, Automotive mechanics; principles and practice, Princeton 1953. — Autorenkollektiv, Kraftfahrzeug- und Motorenkunde, Berlin 1954. — W. K. Toboldt i J. Purvis, Automotive encyclopedia, Chicago 1954. — Jante, Kraftfahrtmechanik, Leipzig 1955. — H. Trebiatowsky, Motorräder, Motorroller, Mopeds und ihre Instandhaltung, Gießen 1955. — H. Reichenbächer, Gestaltung von Fahrzeuggetrieben, Berlin 1955. — В. Баканов, Эксплуатационные качества отечественных автомобилей, Москва 1956. — Б. Годо, Проектирование автомобилей, Москва 1956. — Г. Льво, А. Льво и И. Барский, Конструкция тракторов, Москва 1956. — W. H. Crouse, Automotive mechanics, New York 1956. — W. K. Toboldt i J. Purvis, Motor Service's new automotive encyclopedia, Chicago 1956. — VDA, Auto-Typenblätter, Frankfurt/Main 1957. — Automobile Manufacturers' Association, Automobile facts and figures, Detroit, Mich. 1957. — E. A. Tschudakow, Konstruktion und Berechnung des Kraftwagens, Leipzig 1957. — J. Chagette, Technique automobile, Paris 1957. — W. H. Crouse, Automotive fuel, lubricating and cooling systems, New York 1959. — W. H. Crouse, Automotive chassis and body, New York 1959. — W. H. Crouse, Automotive transmissions and power trains, New York 1959. — W. H. Crouse, Automotive electrical equipment, New York 1959. — A. König, Kraftfahrllehre, 1960.

D. Kan. i B. Mad.

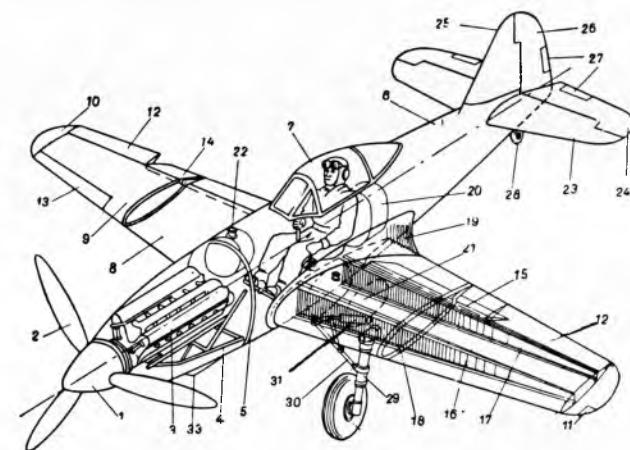
**AVION**, leteća mašina koja po svojoj osnovnoj konceptciji spada u kategoriju dinamičkih letećih mašina ili letećih mašina težih od vazduha, za razliku od aerostatičkih letelica, balona.

Za održavanje ovih teških mašina u vazduhu i njihovo letenje potrebno je stvoriti aerodinamičku silu uzgona koja će se suprostaviti dejstvu vlastite težine aviona. Ova aerodinamička sila uzgona stvara se kod aviona na njegovu krilu usled relativnog kretanja krila kroz vazduh. Zato se ceo sistem avionskog krila naziva s pravom *noseći sistem*. Osnovna uprošćena shema glavnih

sila uzgona ( $R_z$ ), otpora ( $R_x$ ), težine ( $G$ ) i vuče ili potiska ( $T$ ) koje dejstvuju na avionu u običnom letu data je u sl. 1.

Ove sile treba da se usklade tako da za razne slučajevne ravnomernog leta uvek sačinjavaju uravnotežen sistem. Kako je iz statike poznato, uslov je ravnoteže da pored sile budu uravnoteženi i momenti, stoga treba da se za svaki slučaj leta uspostavi i ravnoteža momenata. S druge strane, zna se da je aerodinamička sila  $R$  za svaki slučaj leta, odnosno za svaki napadni ugao  $\alpha$ , promenljiva i po svojoj veličini, i po pravcu, i po mestu svog dejstva (centru potiska). Zbog te stalne promenljivosti obrtnog momenta koji ta sila stvara oko centra težišta, treba taj moment stalno kompenzovati pomoću sile na horizontalnim repnim površinama.

Pored nosećeg sistema kao osnovnog, avioni uobičajene klasične konceptcije sastoje se obično još i od sledećih organa: 1. *trupa*, u koji se smešta osoblje, motor, razne instalacije i tovar; 2. *repnih površina*, koje služe za stabilizaciju i upravljanje avionom; 3. *motorski nosači*, 5 požarni zid, 6 trup, 7 pilotska kabina (krov), 8 centralno krilo (centroplan), 9 spoljno krilo, 10 ivičnjak, 11 poziciono svetlo, 12 krilice (levo i desno), 13 pretkrilice (oslete), 14 zakrilce, 15 kapak (flaps), 16 prednja ramežnica, 17 zadnja ramežnica, 18 spoj krila (vez), 19 slijek krila u trupu, 20 centralni rezervoar goriva, 21 krilni rezervoar goriva, 22 rezervoar maziva, 23 horizontalni stabilizator, 24 krmilo visine, 25 vertikalni stabilizator, 26 krmilo pravca, 27 trimeri (fletneri), 28 repni točak, 29 elastična nogu (amortizer), 30 preklopna noga, 31 pogonski cilindar, 33 škrga za vazduh.



Sl. 2. Shema konstrukcije aviona. 1 kapa elise, 2 kralj elise, 3 motor, 4 motorski nosač, 5 požarni zid, 6 trup, 7 pilotska kabina (krov), 8 centralno krilo (centroplan), 9 spoljno krilo, 10 ivičnjak, 11 poziciono svetlo, 12 krilice (levo i desno), 13 pretkrilice (oslete), 14 zakrilce, 15 kapak (flaps), 16 prednja ramežnica, 17 zadnja ramežnica, 18 spoj krila (vez), 19 slijek krila u trupu, 20 centralni rezervoar goriva, 21 krilni rezervoar goriva, 22 rezervoar maziva, 23 horizontalni stabilizator, 24 krmilo visine, 25 vertikalni stabilizator, 26 krmilo pravca, 27 trimeri (fletneri), 28 repni točak, 29 elastična nogu (amortizer), 30 preklopna noga, 31 pogonski cilindar, 33 škrga za vazduh

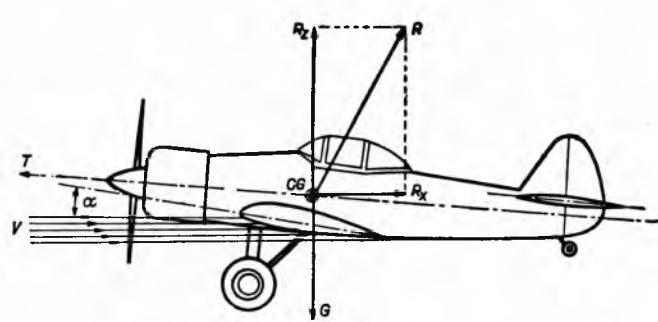
*torne grupe*, koja služi za pogon (vuču ili potisak); 4. *stajnih organa*, koji služe samo kao posrednici između vazduha i zemlje (ili vode), za održavanje i vožnju aviona po zemlji ili vodi, dok su za glavni zadatci aviona — letenje — nepotrebni i nepoželjni; 5. *uredaja i opreme*, u koje spada sve ostalo što je potrebno za upravljanje avionom, za opremu posade i njenu bezbednost, kao i za razne vojne i druge specijalne svrhe.

Valja napomenuti da u novije vreme, a naročito sa naglim porastom brzina preko granice zvuka, evolutivne konstruktivne koncepcije najnovijih tipova počinju umnogome da odstupaju od napred navedenog sastava, što naročito važi za avione sa trouglastim krilima — tzv. delta-avione.

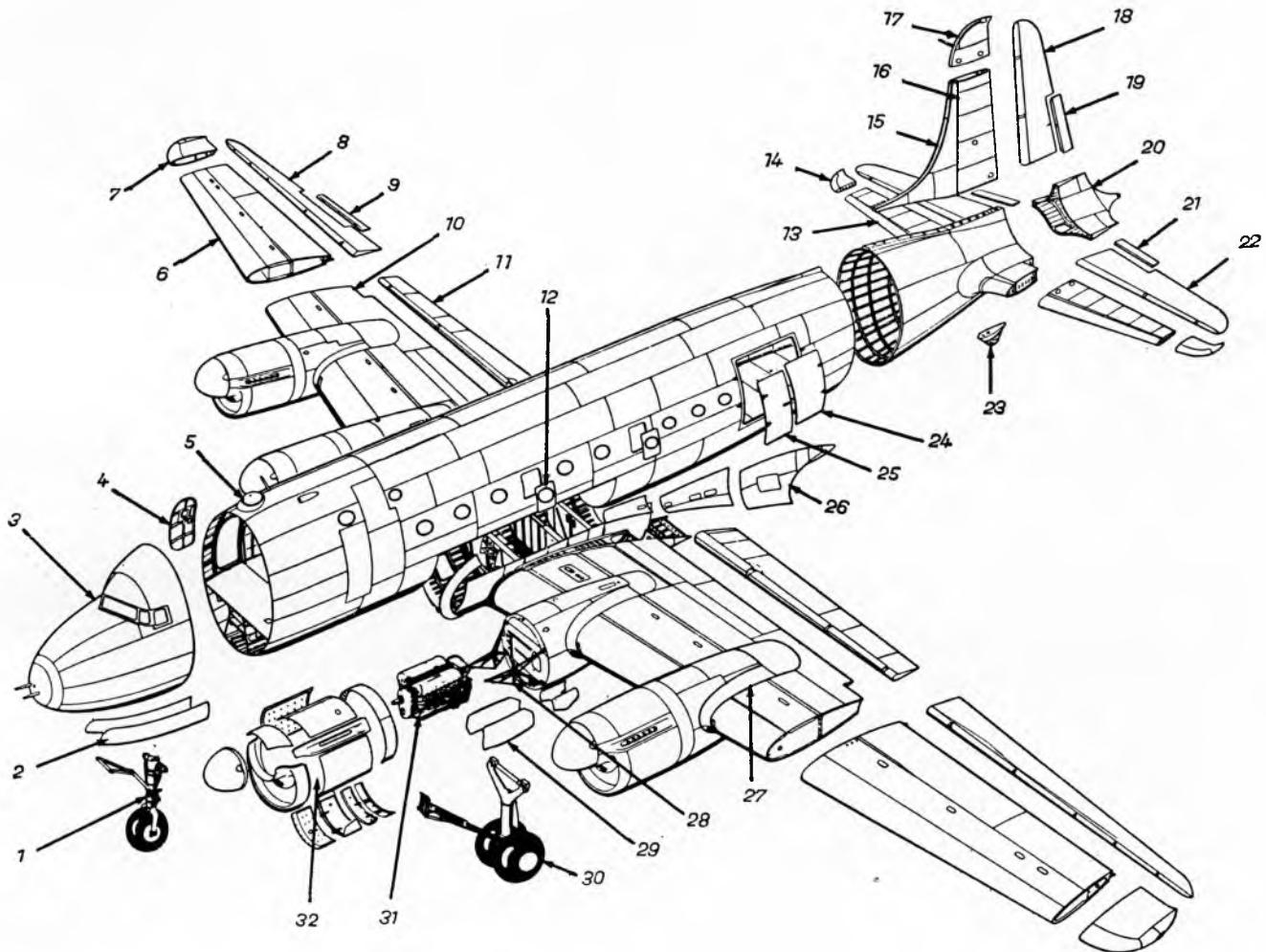
Radi jasnije definicije i lakšeg praćenja daljih izlaganja, prikazan je na sl. 2 shematski izgled jedne klasične konstrukcije aviona jednoseda sa elinim pogonom, sa kod nas usvojenim i uobičajenim nazivima pojedinih glavnih organa i sastavnih delova. U sl. 3 prikazana je analiza sklopa glavnih konstruktivnih sastavnih delova ili organa jednog dvomotornog aviona u tzv. »rassturenom« stanju, odnosno njegova podela na glavne organe, grupe, sklopove ili pojedine rezervne delove.

Najstariji spomeni o pokušaju čoveka da leti nalazi se u grčkoj legendi o Dedalu i Ikaru, koji su pokušali da leti krilima sastavljenim od labudovih pera i slepljenim pomoću voska. Kroz ceo Stari i Srednji vek pojavljuju se mnogobrojni pokušaji leta i skokova, koji su svi, uglavnom vrlo primitivni, redovno završavali neuspešno i tragično.

U XV veku pojavljuje se u istoriji avijacije ime čuvenog italijanskog umetnika Leonarda da Vinci, genijalnog i univerzalnog naučnika, umetnika i inženjera, koji je veliki deo svoga života i stvaranja posvetio ideji vazduhoplovstva. On prvi počinje da ova pitanje obrađuje sistematski i naučnije, ostavljajući nam prve stvarne dokumente rada na vazduhoplovnim konstrukcijama. Leonardo je izabrao za svoj uzor ptice, te je uglavnom proučavao njihovu anatomsku gradu i uslove leta i na toj bazi je skicirao više raznih konstrukcija letećih mašina, koje su uglavnom bile tipa planera sa pokretnim komandovanim krilima, sličnim krilima slepog miša. Njegove konstrukcije imale su čitav sistem konopaca za komandovanje. Sem toga, on je ostavio i crtež konstrukcije prvog padobranog četvrtastog oblika. No i pored sve njegove genijalnosti, ozbiljnosti u radu i pored



Sl. 1. Shema delovanja glavnih sile na avionu u običnom letu



Sl. 3. Elementi aviona. 1 nosni točak, 2 poklopci nosnog točka, 3 nos aviona, 4 ulazna vrata za pilote, 5 navigaciona kupola, 6 spoljno krilo, 7 ivičnjak, 8 krilce, 9 trimer krilca, 10 srednje krilo (centroplan), 11 zakrilce, 12 izlaz za nuždu, 13 horizontalni stabilizator, 14 završetak horizontalnog stabilizatora, 15 napadna ivica vertikalnog stabilizatora, 16 vertikalni stabilizator, 17 završetak vertikalnog stabilizatora, 18 vertikalno krmilo, 19 trimer vertikalnog krmila, 20 završni konus trupa, 21 trimer horizontalnog stabilizatora, 22 horizontalno krmilo, 23 repni sigurnosni klizač, 24 zadnja glavna vrata za teret, 25 prednja vrata za teret, 26 slivnik krila i trupa, 27 slivnik motora i krila, 28 nosač motora, 29 poklopci stajnog trapa, 30 stajni trap, 31 motor, 32 oplata motora

svega truda uloženog u ovaj poduhvat, on nažalost nije uspeo da stvori upotrebljivu letelicu ma kakvog tipa. Ovaj njegov neuspeh nama danas izgleda sasvim razumljiv kada se uzme u obzir nerazvijenost i primitivno stanje celokupne mašinske tehnike onog vremena, nepostojanje prave industrije i bedno stanje tehnologije konstrukcionog materijala, i kad se to sve upoređe sa stanjem mašinske tehnike XX veka koja je uspela da ostvari takve zamisli.

Posebno Leonarda da Vincića, kroz ceo Novi vek nastavljuju se mnogobrojne studije i pokušaji letenja, uglavnom prema njegovim idejama, tj. po uzoru na ptičji let, ali bez praktičnog rezultata.

XVIII v. unosi u sve ova pokušaje jednu diverziju skrećući konstruktorska streljenja ka aerostatičkim konstrukcijama, odnosno „balonima“, koji su za ondašnje prilike i mogućnosti pružali više izgleda na praktičan uspeh. I zaista,



Sl. 4. Avion braće Wright

ova formula omogućila je ljudima prvo odlepljivanje od zemlje i ona je suvereno vladala oko 150 godina, sve do početka XX veka.

Međutim, sa napretkom nauke i industrijskog potencijala, već krajem XIX veka, još u punome jeku absolutne vladavine balona i diržabla, pojavljuju se novi pioniri dinamičke letelice mašine sa svojim smelim i sistematskim radom na izučavanju uslova dinamičkog leta i stvaranju osnova praktične aerodinamike, koja će konstruktorima dati više sigurnosti u njihovim radovima. Jedan od najistaknutijih pionira tog vremena bio je Otto Lilienthal. On je proučavao uslove leta ptica i sam vršio praktične letove planiranja (klizanja kroz vazduh) na lako konstrukciji krila po ugledu na da Vincićev tip, pa je prilikom jednog leta i poginuo. Radeći na tome, on je prvi daq način prikazivanja karakteristika krila u

vidu polarnog dijagrama, koji je od tada i ostao u praktičnoj upotrebi pod imenom „polara“.

Ovi novi pioniri, budući da su raspolagali znatno višim nivoom stručnog znanja i uvideli svu kompleksnost problema ptičjeg leta (koji i danas izgleda još dosta daleko od svog rešenja), ograničili su se u prvoj fazi radova na pro- učavanje aerodinamike zmaja sa čvrsto ugrađenim krilima. U drugoj fazi došla je studija pogonske motorske grupe, pa se iz toga konačno rodio praktično upotrebljiv avion.

Prije od svih pionira koji su stvarno uspeli da se na svojoj letelici odvoje od zemlje (17. XII 1903) i da tako uđu u istoriju i praktično obeležje radnje dinamičke leteće mašine u obliku aviona bili su Amerikanci braća Orville i Wilbur Wright (sl. 4). Iako je njihov prvi stvarno uspeli let bio izveden na svega nekoliko stopa visini od zemlje i na dužini od svega nekoliko desetina metara, on je ipak obeležio novu epohu i prekretnicu u dotadašnjem razvitku celog vazduhoplovstva, koje je do toga časa išlo skoro isključivo putem razvoja balona.

Ovaj prvi i skromni uspeh nije, prirodno, mogao odmah da osvetli sve mogućnosti novog tipa letelice i još dugo vremena posle ovog događaja i drugi letovi koji su uspevali izgledali su mnogim skepticima više kao slučajni sportski podvizi (skopčani sa životnim opasnostima) nego kao nagovještaj rađanja jednog novog saobraćajnog sredstva budućnosti. Ali ovaj početni uspeh dao je još više podstrek u elana i ostalim odusevljenim avijatikarima da se bace sa još većim žarom na posao i eksperimente. Sledеćih nekoliko godina svetski centar avijacijske delatnosti i stvaralaštva prelazi u Francusku, gde deluje čitava plejada odusevljenih mlađih ljudi. Prvi ozbiljni korak u smislu afirmacije aviona i konstrukcije praktično upotrebljive mašine učinio je čuveni avijatičar Henri Farman prelet evžanski planksi unapred određeni itinerer. Kad je kratko vreme iza toga Louis Blériot (1908) uspeo da planski preleti kanal između Francuske i Engleske i da se srećno spusti na obalu Engleske, razbijeni su i posljednji tragovi sumnje u vrednost aviona kao saobraćajnog sredstva budućnosti. Njegov znacaj i mogućnost praktične upotrebe napredu su uočili vojnici, videvši u njemu buduće vrlo efikasno sredstvo za izviđanje. Sve veće evropske vojne uprave počele su da ulažu znatna finansijska sredstva u eksperimente za usavršavanje i izgradnju sve novijih i boljih tipova. Kako je prvi svetski rat samo potvrdio važnost uloge aviona i kao ratnog oruđa, uloženi su u toku četiri godine tog rata još veći napori u dalji razvoj aviona, što je imalo za posledicu da je taj razvoj bio neuporedivo brži nego što bi bio idući svojim normalnim tokom u doba mira. Tako je npr. za te četiri godine postignuto da brzine aviona porastu za preko dva puta, a snage avionskih motora za oko četiri puta. Po završetku rata progres se i dalje nastavlja, iako sa nešto smanjenim finansijskim sredstvima, ali zato sa znatno povećanim naučnim bazom i sa ogromnim praktičnim iskustvom.

Kad je konačno Charles Lindbergh (1927) uspeo da sa svojim relativno malim i slabim avionom „Spirit of St. Louis“ od svega 200 KS (sl. 5) preleti u ne-

prekidnom letu rastojanje od Njujorka do Pariza, to je predstavljalo triumf avijacije i mnogo dopriješlo njenom daljem i rapidnijem napretku, naročito na polju civilnog saobraćaja.

Valja istaći nekoliko bitnijih konstruktivnih problema čija su uspela uskrsivna rešenja predstavljala važne etape — prekretnice — praćene svaki put većim ili manjim skokovima u performansama aviona. To su bili: prelaz na



Sl. 5. Lindberghov avion »Spirit of St. Louis«

metalnu konstrukciju sa slobodno nosećim krilom, primena hiperpotiska, primena metalnih elisa, promena koraka elise za vreme leta, uvlačenje stajnih organa u letu i, u poslednje vreme, primena turbomlaznih reaktivnih motora, koji su omogućili prelaz u polje nadzvučnih brzina. Pored toga, u etapi prolaza kroz granicu brzine zvuka pojavio se bio i problem tzv. zvučne barijere, koji je trebao savladati, a danas se pred konstruktörima nalazi na dnevnom redu problem tzv. termičke barijere, jakog zagrevanja kore aviona zbog trenja vazduha pri brzinama nekoliko puta većim od brzine zvuka.

#### RAZVOJ KONSTRUKCIJSKIH KONCEPCIJA

Od dana stvaranja prvog upotrebljivog aviona do danas, tok razvitka konstruktivnih koncepcija aviona bio je vrlo dinamičan i prešao je do sada ogroman i vrlo raznolik put.

U poslednje vreme kao da se u domenu podzvučnih brzina donekle počinje da ustavljuje koncepcija slobodnonosećeg jednokrilca, i to većinom sa niskom postavljenim krilom. Naprotiv, evolucija vojnih tipova aviona, a naročito onih sa najvećim nadzvučnim brzinama, još je u punom zamahu, te se u toj klasi nalazi na koncepcije aviona kojima noseće površine krila sve više atrofiraju te cela koncepcija aviona počinje da se približuje koncepciji rakete.

Kako je rečeno, prvi uspeli avion bio je dvokrilac braće Wright. Međutim, kratko vreme posle toga pojavilo se još više uspelih tipova novih aviona u koncepciji jednokrilca, naročito u Francuskoj, gde se osobito istakla konstrukcija Louisa Blériota, koji je uspeo da sa takvim avionom prvi preleti kanal do Engleske. Tako se od samog početka postavio u pogledu osnovne koncepcije problem izbora između jednokrilca i dvokrilca, i taj problem je u toku nekoliko decenija predstavljao predmet živog spora i diskusija u stručnim krugovima konstruktora. Danas taj problem više ne postoji i pitanje je odavno rešeno iz sledećih razloga.

Dvokrilac, usled dejstva međusobne aerodinamičke indukcije (interakcije), kao i usled veće količine tzv. štetnih ili parazitnih otpora, obično je u aerodinamičkom pogledu slabiji od jednokrilca, ali on usled svoje pogodne statičke koncepcije pruža mogućnost specifično lakše konstrukcije celog nosećeg sistema, kao i preim秉stvo bolje koncentracije masa, pa prema tome i bolje pokretnjivosti aviona, što ima svog značaja za vojne avione. S druge strane, jednokrilac usled smanjene indukcije, kao i redukcije štetnih otpora, pruža mogućnost maksimalnog aerodinamičkog efekta. Pored toga, njegovo relativno debelo krilo omogućava uvlačenje stajnog trapa u letu, kao i smeštaj rezervoara goriva i sl. u unutrašnju šupljinu krila. Valja napomenuti da je ovakav ishod navedenog spora proistekao i kao rezultat postignutog napretka u usavršavanju aeroprofila i dobijanju novih familija aeroprofila sa povećanom deblinom, a bez znatnijeg povećanja koeficijenata otpora.

Tri glavne faze evolutivnog razvitka dvokrilca po hronološkom redu prikazane su na slikama 6 a, b, c. Sl. 6 a prikazuje početni — najstariji — tip dvokrilca sa tankim krilima, čija je relativna deblica aeroprofila iznosila svega oko 6...8% tetive. Ova stara i danas već odavno narušena formula najduže se zadržala u Engleskoj. Sl. 6 b prikazuje moderniju i istovremeno za-

vršnu koncepciju dvokrilca sa poludebelim krilima. Debljinu aeroprofila iznosi ovde između 8 i 12% tetive. Ovo je već vrlo uspela koncepcija dvokrilca, koja omogućava veliku otpornost čelije (ovaj izraz se često upotrebljava za ceo noseći sistem dvokrilca) sa malom vlastitom težinom, a uz to omogućava i dobru koncentraciju masa, pa, prema tome, i dobru pokretnjivost aviona. Konačno, na sl. 6 c prikazana je poslednja faza u razvitku dvokrilca. To je francuska koncepcija tzv. *seskiplana* (lat. *sesqui, jadan i po*), koja se sastoji u tome da je donje krilo takoreći zakržljalo, odnosno smanjeno na svega polovinu površine gornjeg krila. Ovo je formula nekad čuvengen tipa Breguet, u kome je poređ toga nađeno još i dobro statičko rešenje veza čelije njenim povezivanjem preko stajnog trapa u zatvoreni krug zatega. Kako se vidi iz odnosa površina pojedinih krila, ovo rešenje predstavlja u suštini prelaznu fazu ka jednokrilcu, a to je i praksa pokazala, jer ono daje vrlo dobar aerodinamički efekt čelije. Pored toga, ovakav način statičke veze daje vrlo laku konstrukciju čelije, ali on zato istovremeno predstavlja i veliku nezgodu i stalnu opasnost loma krila prilikom udesa i loma stajnog trapa.

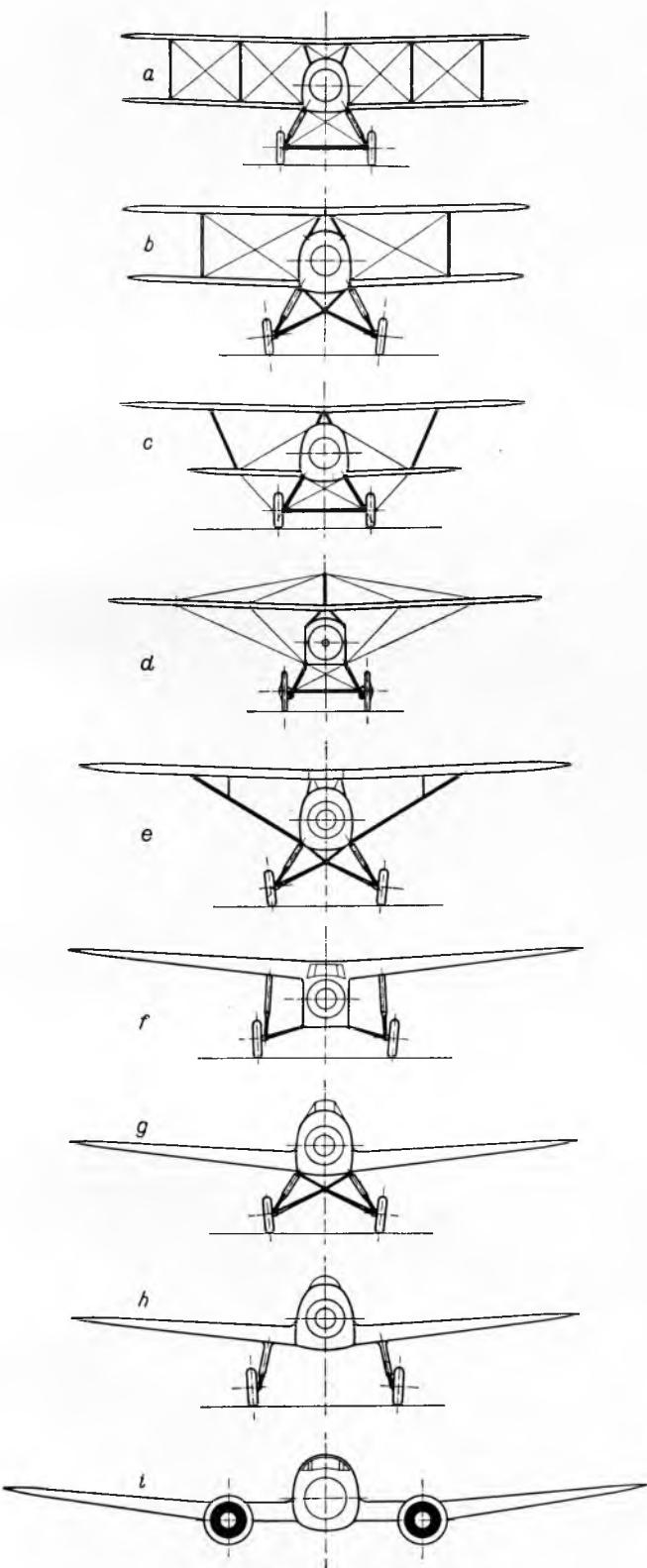
Evolutivni razvitak koncepcije jednokrilca prikazan je u slikama 6 d do i. Treba napomenuti da je ovde bilo nemoguće obezbediti čisto hronološki red, jer su se mnoge navedene formule razvijale uporedo. Jedino je neosporno da prva navedena koncepcija, sl. 6 d, predstavlja u stvari početnu osnovnu formulu jednokrilca iz prvih dana avijacije, iako usavršenu u svojoj docnijoj, upravo završnoj fazi pred izumiranjem. Za osnovu je služilo tanko krilo sa relativnom debljinom između 6 i 10% tetive, statički vezano i utegnuto zatvorenim krugom čeličnih žičanih zatega. Ova cela formula odlikovala se malom težinom i mekanim elastičnim vezama krila. Kao predstavnik sledeće etape može da posluži nadredni tip, sl. 6 e. Ovde se već primenjuju noviji i moderniji aeroprofil relativa debljina  $\sim 10\ldots 12\%$  tetive. Da bi se smanjili parazitni otpori, čelične žice zamjenjuju se profilisanim upornicima koji se, radi skraćenja slobodnih dužina i većeg osiguranja protiv izvijanja (odn. radi olakšanja), podupiru kraćim pomoćnim upornicima, obično u svojim gornjim krajevima. Ova koncepcija jednokrilca sa poduprtim krilom srednje debljine, iako u aerodinamičkom pogledu još nije najuspelija zbog velikog broja spoljnih organa koji stvaraju jake štetne otpore, ipak je vrlo pogodna u statičkom pogledu, tj. u pogledu otpornosti i težine, jer daje vrlo dobru čvrstoću sa relativno malom sopstvenom konstruktivnom težinom krila. Usled tih svojih karakteristika ova koncepcija se i danas još vrlo često upotrebljava u svim slučajevima gde se više polaze na laku i jeftiniju konstrukciju nego na maksimalne performanse, kao što je slučaj npr. za turističke, sanitetske i slične tipove.

U toku dalje evolucije pojavljuje se konačno kao rezultat aerodinamičkog progresa koncepcija jednokrilca sa debelim slobodno nosećim krilom. Sl. 6 f prikazuje konstrukciju visokokrilca, koja je zbog dobre vidljivosti naniže za vreme leta dugo vremena bila u primeni na putničko-saobraćajnim avionima. Ali ovo rešenje ima istovremeno i svoju izrazitu manu — veliku opasnost za putnike u slučaju loma prilikom prinudnog spuštanja ili pada, koja je posledica visoko postavljenog i teškog krila. Zbog toga se ovaj tip danas susreće u upotrebi jedino u slučaju višemotornih aviona.

Sl. 6 g prikazuje koncepciju uobičajenog slobodno nosećeg niskokrilca sa normalnim tipom klasičnog stajnog trapa. On ima u pogledu eksploracije praktičnu manu zaklonjenog vidika nadole, ali zato u slučaju loma stajnog trapa, pri padu ili prinudnom spuštanju, pruža mnogo veću bezbednost i zaštitu putnicima nego visokokrilac. Sem toga, ova formula pruža izvesnu preim秉stvo i u konstruktivnom i statičkom pogledu, jer omogućava vrlo povoljnu i laku direktnu vezu krila sa trupom, kao i skraćenu visinu stajnog trapa, što sve deluje pozitivno na smanjivanje konstruktivne težine aviona.

Naredna koncepcija, prikazana na sl. 6 h, predstavlja dalji razvitak prethodnog tipa sa tendencijom usavršavanja, odnosno boljeg aerodinamičkog uobičavanja stajnog trapa. Ovo je u stvari prelazna faza ka potpunom uvlačenju stajnog trapa u krilo. Inače i za ovu formulu važe iste opštne karakteristike kao i za prethodnu.

Konačno, avion na sl. 6 i predstavlja poslednju fazu u dosadašnjem razvoju slobodno nosećeg jednokrilca — niskokrilca



Sl. 6. Glavne faze razvitka krila aviona

sa uvlačivim stajnim trapom. Na slici je prikazan dvomotorac sa zatvorenom pilotskom kabinom i motorima razmeštenim simetrično u krilima. Može se reći da ova konцепција praktično predstavlja koncepcioni obrazac za pretežnu većinu savremenih tipova modernih aviona, kako sa elisnim tako i sa mlaznim pogonom.

Za sve ove četiri konцепцијe važi da je zbog slobodno nosećeg krila i njegova vlastita težina znatno veća nego težina tanjih po-

duprtih ili utegnutih krila, ali zato je u štedom mnogih parazitnih organa dobijena mnogo veća aerodinamička finesa polare aviona. Ovo naročito važi u slučaju poslednje koncepције sa uvučenim stajnim trapom, kojom se dobija maksimalni aerodinamički efekat. Ovome treba dodati još i veliko poboljšanje dobiveno upotrebo modernih elisa sa korakom promenljivim u letu. Pored toga, dispozicije slobodno nosećeg niskokrilca su vrlo pogodne i po tome što daju mogućnost racionalnog iskorištenja krilnog prostora za smeštaj uvučenog stajnog trapa, rezervoara goriva i sl. u relativno veliku debljinu aeroprofilu (u korenu krila  $\sim 14\ldots 18\%$  teteve). Usled ove mogućnosti maksimalne aerodinamičke finese i celokupnog efekta u performansama, ovaj obrazac slobodno nosećeg jednokrilca, a naročito niskokrilca, nalazi danas praktično univerzalnu primenu u svim slučajevima gde se traže maksimalne performanse ili ekonomičnost pogona.

Snažnim porastom motornih snaga i u vezi s tim i brzine aviona, kao i postepenim približavanjem te brzine brzini zvuka, ubrzo su se još u toku Drugog svetskog rata počele da pojavljuju neprijatne posledice stišljivosti vazduha koje se manifestuju u nagnom porastu koeficijenata otpora i istovremenom padu uzgona. Ovo proistiće iz funkcije samog aeroprofilu. Vrednosti lokalnih brzina vazdušnog strujanja oko aeroprofilu su različite, pa su na pojedinim mestima aeroprofilu one veće od brzine leta aviona. Praktična vrednost granične brzine (najveće upotrebljive brzine za dati aeroprofil) pri kojoj počinje dejstvo stišljivosti daje se u vidu odnosa brzine aviona prema brzini zvuka, koji se naziva Machov broj. Za obične, tzv. klasične aeroprofile, koji se upotrebljavaju u podzvučnim brzinama, vrednosti Machova broja kreću se u praktičnim granicama od  $\sim 0,6\ldots 0,7$ .

Potpuno isti fenomen stišljivosti pojavljuje se analogno u još neprijatnjem obliku na elisu, jer ona funkcioniše na istom principu kao i krilo, tako da se ta nezgoda sa elisom pojavljuje već pri brzini od  $\sim 700$  km/h. Ovo je razumljivo: krakovi elise u svakom slučaju rade na većim lokalnim brzinama nego krilo, iz razloga što se njihova rezultujuća brzina sastoje od komponente rotacije kraka i komponente translacije, tj. brzine aviona. Primenom specijalno proučenih aeroprofilu, posebne familije tzv. *laminarnih aeroprofilu*, uspelo se ovu granicu znatno pomaći unapred, ali je funkcija elise ipak postavila praktičnu granicu na  $\sim 750$  km/h, koja se sa elisom ne može preći.

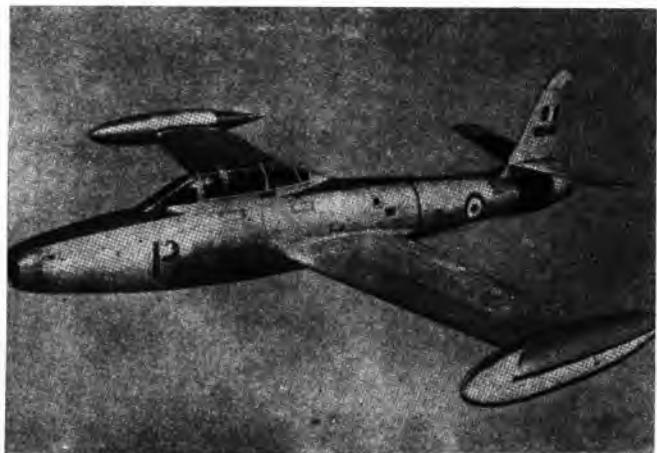
Dalji, i to rapidni napredak u povećanju brzine postignut je primenom novog tipa gasne turbine, tj. pomoću *mlaznog pogona*, koji je nasledio elisni pogon u domenu transsoničnih i supersoničnih brzina. Gasna turbina, pored principijelno pogodne primene reakcije mlaza za pogon pri većim brzinama, ima nad klipnim motorima i preim秉tvo da omogućuje koncentraciju velike snage unutar relativno malih dimenzija. Tako današnji mlazni motori omogućuju npr. koncentraciju snage od preko 10 000 KS u motoru prečnika oko 1 metra, a sa specifičnom težinom motora po konjskoj snazi koja je tri do četiri puta manja od specifične težine klipnih motora.

#### OBJAŠNJENJE SIMBOLA U LEGENDAMA SLIKA:

<i>b</i>	razmah krila, m	<i>P</i>	snaga motora, KS
<i>l</i>	dužina aviona, m	<i>F</i>	potisak motora, kp
<i>h</i>	visina aviona, m	<i>v</i>	brzina (najveća), km/h
<i>G</i>	težina aviona, kp	<i>H</i>	vrhunac leta, m
<i>m</i>	motori	<i>R<sub>d</sub></i>	poluprečnik dejstva, km

Ovaj nagli skok u brzinama, iako vrlo upadljiv, nije, naravno, mogao biti ostvaren tako revolucionarno i bez znatnih napora i studija na usavršavanju i prilagodavanju i samog aviona novim brzinama. Tako je na sl. 7 prikazana jedna od prvih realizacija primene mlaznog pogona. Kako je ovo bila kategorija koja još nije prelazila brzinu od 1000 km/h, vidi se da je uglavnom zadnjala spoljašnji izgled klasične konstrukcije običnog aviona, izuzev, naravno, izmenjeni aeroprofil krila. Jedna od karakteristika primene mlaznog motora sastoje se u potrebi relativno velike količine usisanog vazduha, pa su prema tome i otvorili — škrge — za ulaz vazduha u motor relativno veliki. U konstrukciji na sl. 7 ova škrge je postavljena u samom nosu trupa, na najpovoljnijem mestu, tako da vazduh pravolinijski ulazi u motor.

Usled velike snage motora i povećane specifične potrošnje goriva mlaznog motora, često se, kao u ovom tipu, radi povećanja dometa stavljući i dopunski spoljni rezervoari goriva u obliku lepo profilisanih aerodinamičkih tela, i to bilo na spoljnim ivičnjacima (lukovima) krila, bilo negde ispod samog krila. Ovakvi rezervoari obično su konstruisani tako da se, pošto se najpre istroše i isprazne, mogu odbaciti, posle čega se let nastavlja sa normalnim unutrašnjim rezervoarima.



Sl. 7. Republic F 84 Thunderjet G, lovac.  $b\ 11,08, l\ 11,72, h\ 3,91, G\ 8160$ , m. Allison J35-A-29,  $F\ 2650, v\ 1010, H\ 14\ 000, R_d\ 1370\cdots1600$

Koncepcija prikazana na sl. 8 već je tipična koncepcija aviona kategorije zvučnih i nadzvučnih brzina sa *strelasto zabačenim krilima*. Ovo zabacivanje krila u vezi sa izborom odgovarajućih specijalnih i tanjih aeroprofilja izvodi se sa ciljem bolje adaptacije krila brzinama zvuka i udarnog talasa, odnosno radi povećanja Machova broja. Isti principi važe i za repne površine, te su i one, kako horizontalne tako i vertikalne, strelasto zabačene unazad. Ovaj tip ima iste škrge za uvod vazduha kao i prethodni, ali postoje i bočni uvodi u vidu džepova. Pored ovog i prethodnog tipa škrge postoji i treći način: da se one postave u vidu trouglastih procepa u napadnim ivicama krila, u njegovom samom korenu do trupa. Takva izvedba prikazana je na sl. 9.



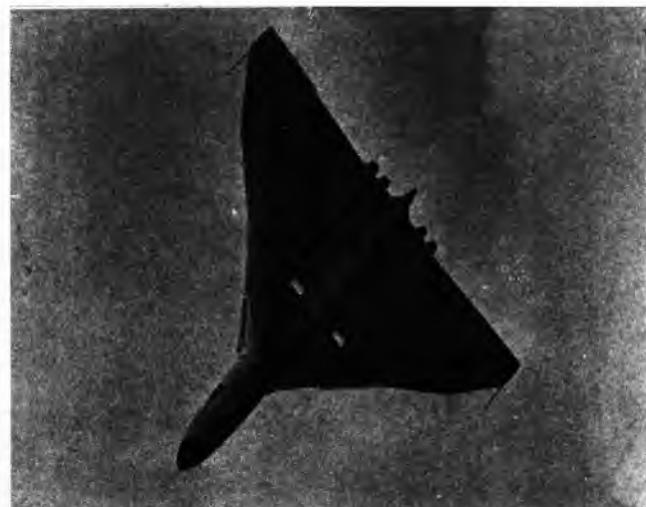
Sl. 8. North American F 86 F, lovac.  $b\ 11,33, l\ 11,41, h\ 4,45, G\ 7720$ , m. GE J47-GE 27,  $F\ 2710, v\ 1050, H\ 14\ 000, R_d\ 800$

U toku dalje borbe protiv udarnog talasa i u cilju povećanja Machova broja, ugao strele krila, odnosno njegovo zabacivanje, sve je više raslo, dok se konačno stiglo do krila u obliku čistog trougla — tzv. *delta-krila*. Ova formula danas je već i praktično ispitana u više raznih tipova aviona, počev od lovačkog do najbržeg višemotornog bombardera, i pokazala je vrlo interesantne rezultate, potukavši u izvesnim kategorijama svetske rekorde brzine. Takva jedna koncepcija data je na sl. 10. U ovom slučaju postoje u izvođenju dve varijante: sa horizontalnim repnim površinama i bez njih. Na sl. 10 prikazana je konstrukcija bez hori-



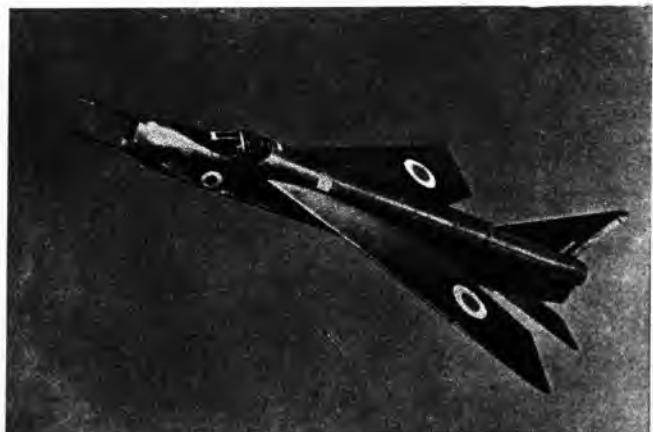
Sl. 9. Hawker Hunter F, lovac.  $b\ 10,85, l\ 13,97, G\ 10\ 900$ , m. RR Avon 203/207,  $F\ 4540, v\ 1150, H\ 17\ 000, R_d\ 2960$

zontalnog repa, čiju funkciju preuzimaju pojedine sekcije zakrilaca koje se zovu *elevoni*. U slučaju primene posebnog horizontalnog repa, on se u ovakvim konstrukcijama obično postavlja na vrh vertikalnog repa, i to opet u obliku trougla kao i krilo (v. sl. 30).



Sl. 10. Avro Vulcan, bombarder.  $b\ 33,85, l\ 30,47, h\ 8,27, G\ 90\ 800$ , m. 4 RR Olimpus MK 201,  $F\ 7700, v\ 0,94\ M, H\ 18\ 500$

Poslednjih godina pojavila se još jedna neuobičajena formula. U težnji ka što većoj brzini, zabacivanje krila, odnosno njegova *strela*, povećana je čak do preko iznosa uobičajenih delta-krila zadržavajući približno konstantnu širinu, odnosno teticu krila. Dobijena je čudna forma krila prikazana na sl. 11. To je konstrukcija poslednjeg i najbržeg engleskog lovačkog aviona tipa »English Electric Lightning«, koji leti nadzvučnim brzinama.



Sl. 11. English Electric Lightning F 1, lovac.  $b\ 10,63, l\ 16,85, h\ 5,97, G\ 18\ 160$ , m. 2 RR Avon RA24R,  $F\ 6550, v\ 2,27\ M, H\ 18\ 500$

Na sl. 12 prikazana je grupa više konstruktivnih koncepcija i izvođenja raznih tipova brzinskih — lovačkih — aviona za nadzvučne brzine, svi dakako sa mlaznim pogonom i sa veoma raznolikim oblicima nosećeg krilnog sistema.

Pored navedenih konstruktivnih koncepcija aviona sa uobičajenim motornim pogonima, bilo sa klipnim motorima i elisom bilo čisto turbo-mlaznim ili turbo-elisnim, vredno je navesti i pokušaje praktične realizacije aviona sa pogonom pomoću tzv. *statoriaktora*, tj. statičkog mlaznog motora, u literaturi često nazvanog i *Atodid* (»Aero-Thermo - Dynamic Duct«). Takav motor predstavlja u stvari šuplju slobodnu difuzionu cev u vidu izduženog bureta, koja iskorišćuje vlastitu brzinu aviona i odgovarajući dinamički pritisak da bi se stvorio pritisak vazduha potreban za sagorevanje ubrizganog goriva i bez upotrebe kompresora. Eliminacijom kompresora automatski otpada potreba i za gasnom turbinom i cev ostaje prazna, samo sa brizgaljkama za gorivo.

Francuski konstruktor Leduc prvi je stvorio avion na ovakovom principu pogona. On je u stvari ceo trup aviona pretvorio u motor, dok je pilota smestio u prednjem dodatom kljunu trupa. Kako je međutim za funkcionisanje ovakvog motora potrebna velika vlastita brzina aviona (bar 1000 km/h) da bi se stvorio dovoljan pritisak za pravilno sagorevanje ubrizganog goriva, glavni je problem od samog početka ovde bilo poletanje, odnosno postizavanje potrebe inicijalne brzine leta. To je postignuto pomoću letećeg sprega ovog aviona sa drugim, većim, koji ga ponese sa zemlje »na ledima« do izvesne visine. Posle toga manji, nošeni avion »Leduc« oslobada se svoga ležišta i prodižava dalje sam. Najpre malo obrušava da bi povećao još nedovoljnu brzinu, a potom prelazi u horizontalan let sa sopstvenim pogonom (sl. 13).

Slično sprezanje dvaju aviona u letu izvodi se i u drugim slučajevima, na primer pri izvođenju rekordnih letova manjih aviona sa raketnim pogonom, koje veliki avion treba prethodno da uzdigne na potrebnu visinu, pa se čak vrše opiti i sa velikim bombarderskim avionima koji svog zaštitnog lovca iz pratnje nose pri dužim letovima u sopstvenom trupu, tako da ga mogu po volji i potrebi da ispuštaju i ponovo prihvataju kao što to rade brodovi-nosači aviona.

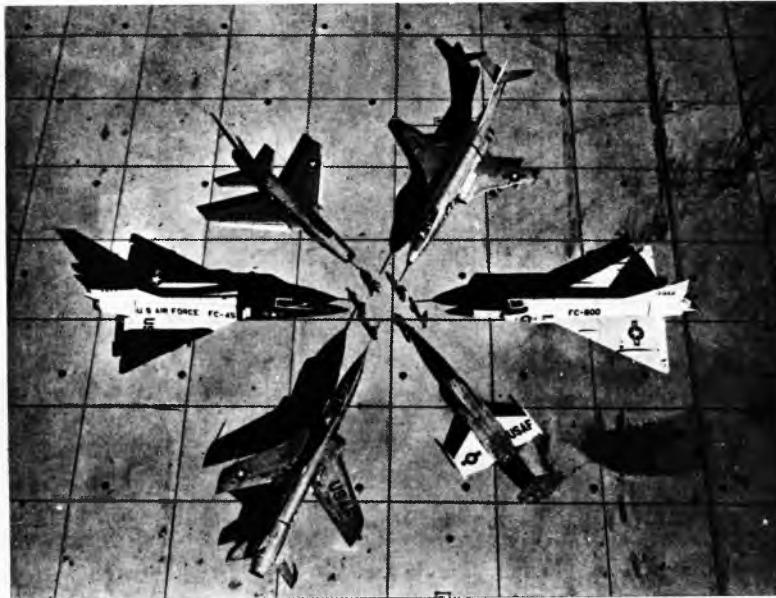
Stalan, uporan i rapidan uspon i napredak postignut u menu brzine, koja već odavno prelazi brzinu zvuka, morao je biti plaćen i svojim nezgodnim posledicama, od kojih je glavna: velika minimalna brzina i teški uslovi sletanja i poletanja. Velika brzina postiže se, sem jakom motornom snagom, uglavnom smanjenjem krilne noseće površine, odnosno povećanjem tzv. specifičnog opterećenja krila, koje danas za tako brze avione prelazi i vrednost od  $400 \text{ kp/m}^2$ . To praktično ima za posledicu da istovremeno sa maksimalnom brzinom leta raste rapidno i minimalna brzina ispod koje se avion ne može održavati u vazduhu. Ova povećana minimalna brzina deluje dvostruko nepovoljno: u poletanju zahteva dužu stazu za zalet da bi se postigla dovoljna brzina za polet, a pri sletanju isto tako traži dužu stazu sleta, odnosno vožnje po zemlji do konačnog zaustavljanja i pored sveg energičnog kočenja od strane pilota. Praktično to znači potrebu i veće dužine i znatno boljeg kvaliteta aerodromske površine, što je dovelo do izgradnje savremenih modernih betonskih aerodromskih staza širine  $\sim 60$  metara i dužine 2...3 kilometra. Pored vrlo velikih troškova za izgradnju takvih pisti, koje moraju

biti i vrlo solidno fundirane, one predstavljaju za vreme rata vrlo osetljiva i izložena ranjiva mesta.

Sasvim je razumljivo što je iz navedenih razloga u poslednje vreme postala vrlo aktuelna borba za skraćenje ili i potpunu eliminaciju staze poletanja i sletanja putem vertikalnog poletanja. Ovi interesantni problemi, na kojima se sada radi u celom svetu sa vidnim uspehom, dobili su u stručnoj literaturi i svoje nezvanično i prečutno usvojene nazive: za kratko poletanje i sletanje »STOL« (»Short take-off and landing«); za vertikalno poletanje i sletanje »VTOL« (»Vertical take-off and landing«). Naporci za njihovu uspešnu realizaciju doveli su do stvaranja i jedne nove vrste letelica neobičnog tipa, *konvertoplana*, kojima je cilj da pomoći raznih komandi i pokreta pojedinih vitalnih organa u toku leta prebacuju motornu snagu na vertikalni potisak u cilju poletanja a na horizontalni potisak u normalnom letu. Praktično, to se u većini slučajeva pretvara u kombinaciju aviona i helikoptera.

U osnovi problematike vertikalnog poletanja leži ključno pitanje težine letelice i veličine sile potiska ili vuče, odnosno njihov međusobni odnos. U normalnim savremenim avionima ovaj odnos vučne ili potisne sile prema težini aviona kreće se u praktičnim granicama između  $\sim 0,3$  i  $0,8$ , a za najsačnije vojne avione on se približava jedinici. Međutim, za dalje povećanje brzine u nadzvučnoj zoni biće potrebno i znatno jače povećanje motorne snage, tako da će u tim slučajevima a priori ovaj odnos preći jedinicu i na taj način biti zadovoljen i uslov za vertikalno poletanje i sletanje aviona. Tome idu u prilog povoljni uslovi sve niže specifične težine modernih turbomlaznih motora, koja je danas spuštena do  $\sim 0,20 \text{ kp}$  po kilopondu statičkog potiska.

Vertikalno poletanje i sletanje pruža, pored praktičnog rešenja pitanja aerodroma i infrastrukture, još i velika preimucevstva u

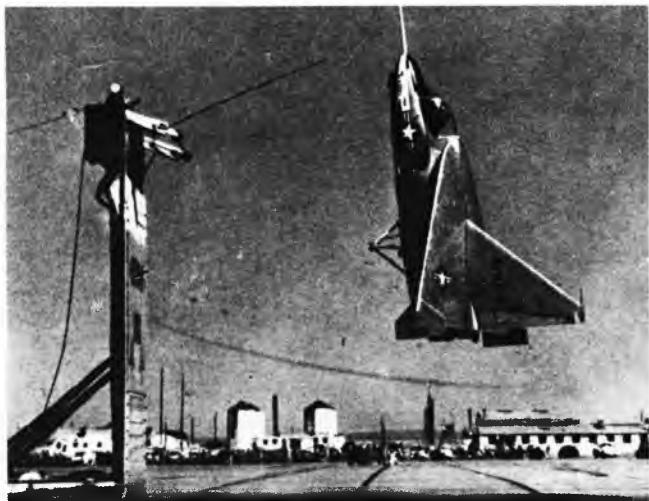


Sl. 12. Koncepcije raznih savremenih brzih aviona



Sl. 13. Spreg: noseći avion i Atodid »Leduc«

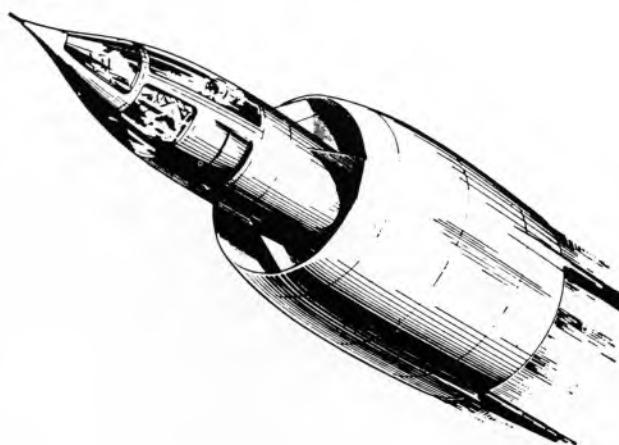
čisto funkcionalnom i konstruktivnom pogledu. Na primer: dok je opšta koncepcija običnog aviona rezultat kompromisa između oprečnih uslova dobrog ponašanja aviona u vazduhu, tj. njegove maksimalne brzine, i sigurnog ponašanja pri poletanju i sletanju, tj. njegove minimalne brzine, u slučaju mogućnosti vertikalnog poletanja i sletanja ovaj drugi uslov potpuno otpada.



Sl. 14. Avion sa vertikalnim poletanjem i upravljanjem, Ryan X-13.

Na taj način koncepcija krila, odnosno nosećeg sistema, može se uspešno prostudirati samo sa gledišta uslova normalnog leta, dakle prilagoditi i po svom aeroprofilu i po dimenzijama uslovima velike brzine i opštih aerodinamičkih performansi. To doprinosi i boljim aerodinamičkim rezultatima projekta, kao i redukciji vlastite težine aviona, što opet direktno olakšava uslove vertikalnog poletanja, smanjujući potrebnu potisnu silu, odnosno motornu snagu.

Prvi pripremni eksperimenti vertikalnog poletanja izvođeni su sa samim motorima postavljenim tako da im mlaz bije vertikalno prema zemlji, dok se na vrhu konstrukcije nalazio pilot. To su bili tzv. *leteći motori* ili *leteće platforme*. No ovi eksperimenti u stvari nisu ni bili potrebni za proveru mogućnosti vertikalnog poletanja samog motora, s obzirom na njegovu malu specifičnu težinu, nego za studiju sistema komandovanja ovakvog agregata. Ovo stoga što jedan od osnovnih problema vertikalnog leta leži u pravilnom rešenju pitanja stabilizacije, upravljanja i kompenzacije žiroskopskog momenta obrtnih masa. Zbog nemogućnosti upotrebe ma kakvih repnih površina usled nedostatka brzine kretanja, konstruktori su upućeni na primenu veštačke stabilizacije, koja se sastoji u primeni obrtnih momenata stvorenih pomoću malih mlaznika-lulica, postavljenih na što većem kraku u odnosu na težištu osu. Lulice stvaraju mlazeve i potrebne reakcije delimičnim ispuštanjem ili izduvnih gasova iz glavnog mlaza, ili sabijenog vazduha iz kompresora, ili kombinacije jednog i drugog. Još efikasnije sredstvo predstavlja sistem devijacije samog izduvnog glavnog motorskog mlaza.

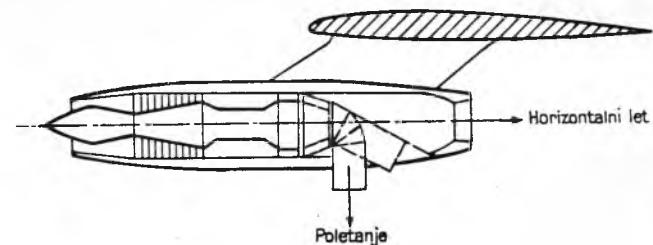


Sl. 15. Koleopter

U pogledu osnovne koncepcije konstruktivnog rešenja ove formule vertikalnog poletanja, danas postoje uglavnom dva osnovna rešenja: *avioni sa uspravljanjem*, tj. koji *sede* uspravno na zemlji

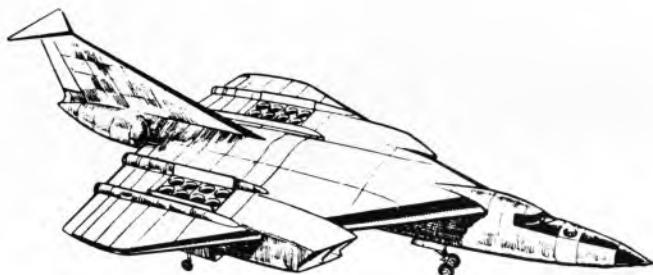
pa se posle uzleta okreću za  $90^\circ$  da bi se postavili u položaj normalnog horizontalnog leta, i *avioni bez uspravljanja*, koji poleću iz svog normalnog horizontalnog položaja. Primer prve vrste prikazan je na sl. 14 u vidu normalnog aviona sa delta-krilom i uobičajenim repnim površinama. Pored ovog tipa valja navesti i jednu novu neobičnu koncepciju koja se pojavila poslednjih godina, tzv. *koleopter* (sl. 15) sa prstenastim krilom, koji takođe iz *sedećeg* stava uzleće vertikalno, a docnije se okreće u horizontalni položaj za normalni let.

U koncepciji aviona VTOL i STOL koji funkcionišu bez uspravljanja postoje danas uglavnom dva osnovna rešenja sa više varijacija. Prva koncepcija polazi od normalnog tipa aviona sa jakim turbomlaznim motorom snabdevanim u svom delu mlaznika specijalnim deflektorom, koji omogućava skretanje (devijaciju) mlaza za potrebu vertikalnog poletanja i sletanja (sl. 16). Takva letelica sa posebnim deflektorem ima po svojoj spoljašnjosti potpuno klasičan oblik aviona. Druga koncepcija predviđa dvostruki pogon, tj. normalnoj motornoj propulzivnoj grupi dodaje se za vertikalno poletanje i sletanje još specijalna motorna grupa za vertikalni uzgon. Ova grupa sastoji se obično od više slabijih



Sl. 16. Shema turbomlaznog motora s deflektorem za vertikalno sletanje i poletanje (Bell X-14).

mlazeva raspoređenih po krilu. Van svake sumnje, ovakvo rešenje je mnogo skupljije i neracionalnije, jer avion za celo vreme leta nosi jednu neaktivnu motornu grupu. Zbog toga se često prave međukombinacije, od kojih je jedna prikazana na sl. 17: devijacija



Sl. 17. Avion sa izvlačivim mlaznicima za vertikalno sletanje i poletanje

horizontalnog mlaza razvodi se na više specijalnih vertikalno postavljenih izvlačivih mlaznika.

Za ostale kombinacije aviona koji poletanje i sletanje ostvaruju na sličan način v. *Konvertoplani*.

#### PREGLED KARAKTERISTIČNIH KONSTRUKCIJA AVIONA

Prirodno je da je odmah po izlasku iz svog »detinjstva« avion morao, kao i svaka druga mašina i svako drugo saobraćajno sredstvo, da se počne postepeno diferencirati, odnosno usmeravati svoje konstruktivne koncepcije prema budućoj praktičnoj nameni, odnosno konstruktivnom zadatku za svaki pojedini slučaj. To je za avion bilo još mnogo bitnije nego za druga saobraćajna sredstva, s obzirom na mnogo delikatnije i teže konstruktivne uslove, a naročito s obzirom na teško osnovno pitanje težine i potrebne i raspoložive pogonske snage, koje uslovjavaju i samu mogućnost realizacije projekta. Do danas je avion izdiferenciran i građen u vrlo velikom broju vrsta i kategorija, i to kako za civilnu tako i još više za vojnu upotrebu. Njegov razvitak u tom smislu ne može se još ni izdaleka smatrati završenim, jer on i danas svakodnevno nalazi po neku novu primenu i novo polje rada.

U današnjem stanju razvita avioni se mogu, uglavnom, podeliti na *civilne i vojne*, a ti opet kako je u daljem navedeno.

**Civilni avioni.** Školski avioni su početni, elementarni avioni za osnovni obuku u motornom letenju. Oni su gotovo redovno dvosedi, sa sedištem raspoređenim bilo uporedo (scôte à côté), bilo jedan za drugim (tandem). Danas se po pravilu grade kao jednokrilci, dok su ranije bili skoro isključivo dvokrilci. U ovu klasu mogli bi da se uvrste i *sportski avioni*, koji su često građeni nešto snažnije, da bi bili sposobni za izvođenje vazdušnih akrobacija, tj. svih mogućih figura i evolucija u letu. Sportski avioni grade se kao jednosedi i dvosedi. Motorna snaga u školskih i sportskih vrsta kreće se u praktičnim granicama  $\sim 100\text{--}240$  KS, brzina od  $\sim 150$  do  $250$  km/h.

Turistički avioni su udobniji avioni za pojedinačna putovanja ili putovanja u manjoj grupi, tako da predstavljaju u stvari vazdušni automobil ili "taxi". Zbog potrebe veće ekonomičnosti oni su danas isključivo jednokrilci sa zatvorenom udobnom kabinom automobilskog tipa. Broj sedišta iznosi od 2 do 5, a motorna snaga od 120 do 250 KS. Brzine se kreću obično od 180 do 300 km/h. Pored ove prvobitne namene, ova vrsta aviona pruža i druge brojne i veoma raznolike mogućnosti praktične primene bez većih adaptacija ili sa minimalnim adaptacijama. Tako npr. povoljnom konstrukcijom širih vrata ili prozora ili nekog drugog pogodnog otvora, turistički avion se vrlo lako pretvara u laki sanitetski avion za dvoja ili troja nosila. Isto tako može se sa manjim izmenama prilagoditi za rad u poljoprivredi, za asanaciju terena i šuma, kao i za druge slične radne akcije privrednog ili poljoprivrednog karaktera.

Saobraćajni putnički avioni su danas u široj javnosti najpoznatiji tipovi aviona, jer služe za javni putnički saobraćaj. Zbog izuzetno naglašene važnosti ekonomije i eksploracije, to su danas isključivo jednokrilci što čistijih aerodinamičkih oblika, uglavnom sa parnim brojem motora: dva ili četiri. Raniji tipovi tromotoraca davno su napušteni jer su izbacivanjem centralnog motora smanjena nepriyatna isparenja i buka u trupu, kao i opasnost od požara. Sem toga i elisa radi sa mnogo većim gubicima ako se motor nalazi na vrhu trupa nego ako se nalazi u motorskoj gondoli na krilu. Veći broj motora uzima se iz dva razloga: zbog potrebe veće snage i nosivosti i radi većeg stepena sigurnosti u slučaju kvara ili otkaza jednog motora. Svaki moderni višemotorni avion mora da ima takve aerodinamičke osobine i performanse da u

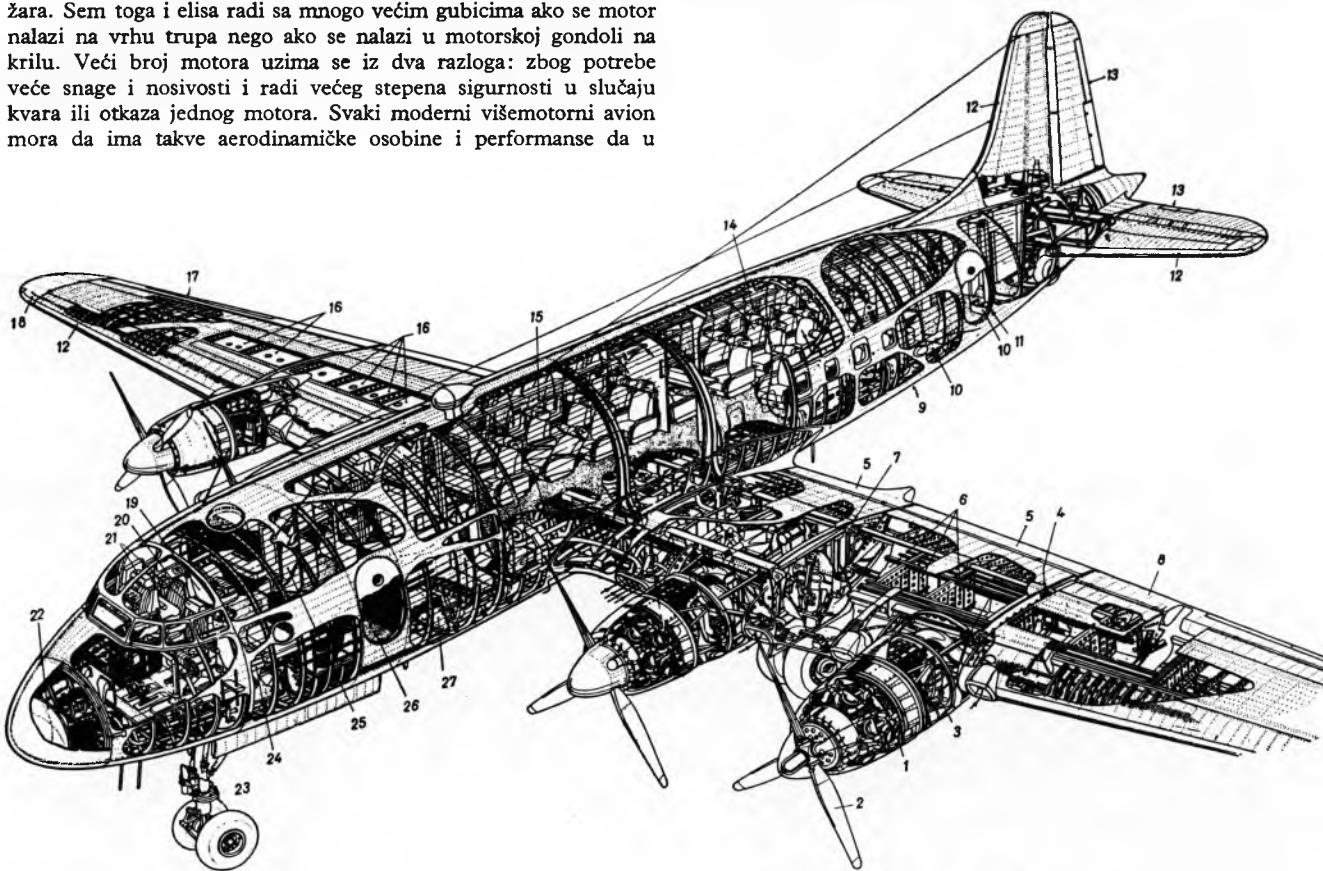
slučaju potpunog gašenja jednog od motora može da preostalom snagom nastavi svoj horizontalni let sa dovoljnom sigurnošću.

U cilju maksimalnog aerodinamičkog efekta i bezbednog ekonomičnog leta, na putničkim avionima se danas primenjuju sve tekovine savremene tehnike, kao elisa sa korakom promenljivim u letu, uvlačivi stajni trapovi, eventualno i repni točak, sistemi za hiperpotisak, snažne kočnice, radiouredaj i goniometrijski uredaj, sistemi protiv zaledivanja krila, repa i elisa, putničke kabine sa natpritiskom za visinske letove, grejanje, klimatizacija itd.

Po svom kapacitetu danas se putnički avioni grade u vrlo širokim granicama, počev od 12 do preko 100 putničkih sedišta.

Za manja rastojanja, odnosno kontinentalne linije, primenjuju se većinom dvomotorni ili četvoromotorni avioni sa elisnim pogonom, a putnim brzinama od 300 do 600 km/h. Pri tome motori mogu biti ili klasični klipni (snage  $\sim 1000$  KS po motoru) ili gasne turbine sa reduktorima za pogon elisa, pri čemu se za potisak iskorišćuje i preostali mlaz iza turbine, iako je ovde njegova uloga sekundarna, jer se pretežna većina snage prenosi na elisu. Jedan predstavnik ove klasične formule saobraćajnog četvoromotorca sa eliso-mlaznim pogonom prikazan je sa skinutom korom na sl. 18.

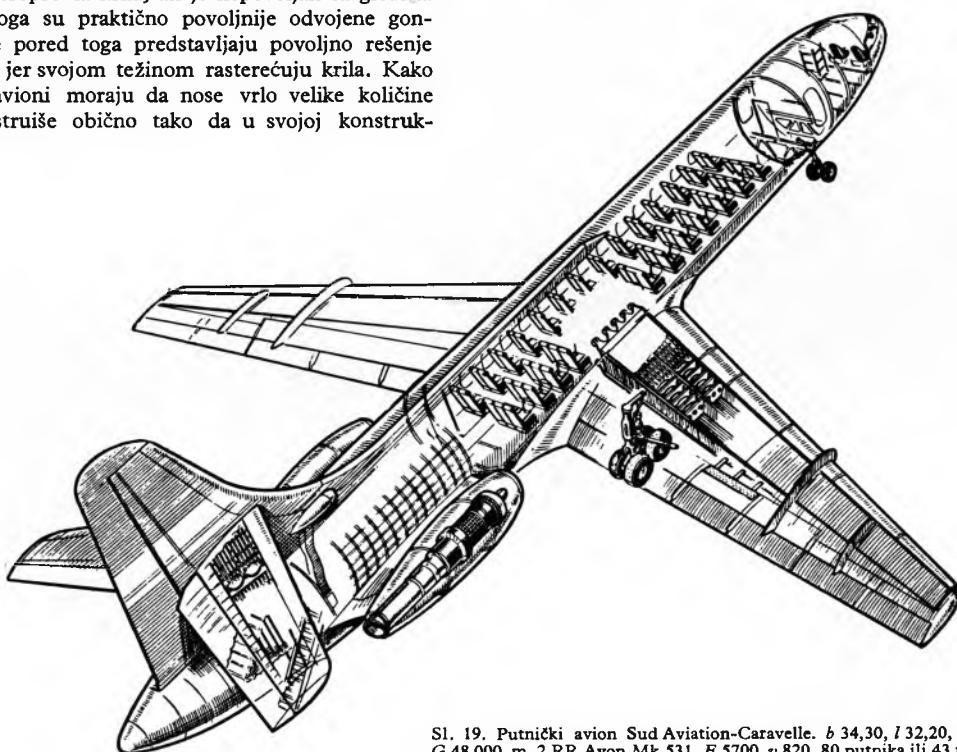
Kad su se posle rata pojavili i sve masovnije primenili na vojnim avionima turbo-mlazni motori koji su omogućili postizanje dotada nemogućih brzina, stvoreni su uslovi i za primenu istog tipa motora i u civilnoj avijaciji, odnosno putničko-saobraćajnim avionima za velike i najveće, interkontinentalne relacije. Pri tome je, naravno, i ceo avion, odnosno njegov aerodinamički oblik, morao biti prilagođen ovim velikim brzinama, koje su naglo udvostručene: dodatanje srednje putničke brzine od  $\sim 400\text{--}500$  km/h skočile su na  $\sim 800\text{--}1000$  km/h. Tako se na ovim turbo-mlaznim avionima pojavljuju zabačena strelasta krila, a isto se to primenjuje obično i na repnim površinama, tako da oni po obliku mnogo liče na vojne avione bombarderskog tipa. Što



Sl. 18. Handley Page Hermes IV, putnički avion. b 34,42, 29,52, G 37 200, m. 4 Bristol Hercules 763, P 2100, r 574, R<sub>d</sub> 3200, 40..60 putnika. 1 motori, 2 elisa, 3 hladnjak za ulje, 4 okovi spoljnog krila, 5 slotovana zakrilka, 6 prostor za rezervoare goriva, 7 centroplanski okovi srednjeg krila, 8 krilca, 9 zadnji prtljažni prostor, 10 garderobera, 11 ulaz za putnike, 12 jastuk za odleđivanje, 13 trimeri, 14 zadnji salon, 15 prednji salon, 16 rezervoari goriva, 17 ručni trimer krilca, 18 ivičnjak, 19 tehničar, 20 navigator, 21 piloti, 22 radarski uredaj, 23 nosni točak, 24 radista, 25 odeliak za diplomatsku poštu, 26 ulaz za posadu, 27 prednji prtljažni prostor.

se tiče motornih grupa, one se postavljaju ili u samu šupljinu krila u njegovu najdebljem delu, u korenu, ili u odvojenu gondolu ispod krila. Prvi način je aerodinamički veoma povoljan s obzirom na relativno mali prečnik motora i debljinu krila, tako da ne remeti mnogo oblik aeroprofila krila, ali je nepovoljan sa gledišta eksploatacije. Zbog toga su praktično povoljnije odvojene gondole ispod krila, koje pored toga predstavljaju povoljno rešenje i u statičkom pogledu jer svojom težinom rasterećuju krila. Kako veliki turbo-mlazni avioni moraju da nose vrlo velike količine goriva, krilo se konstruiše obično tako da u svojoj konstruk-

To je konstrukcija francuske fabrike »Sud-Aviation« poznata pod imenom *Caravelle*. Na slici se vidi smeštaj motornih grupa u samostalnim gondolama koje su sasvim odvojene od trupa i zaturene daleko unazad do ispred samih repnih površina. Putnici

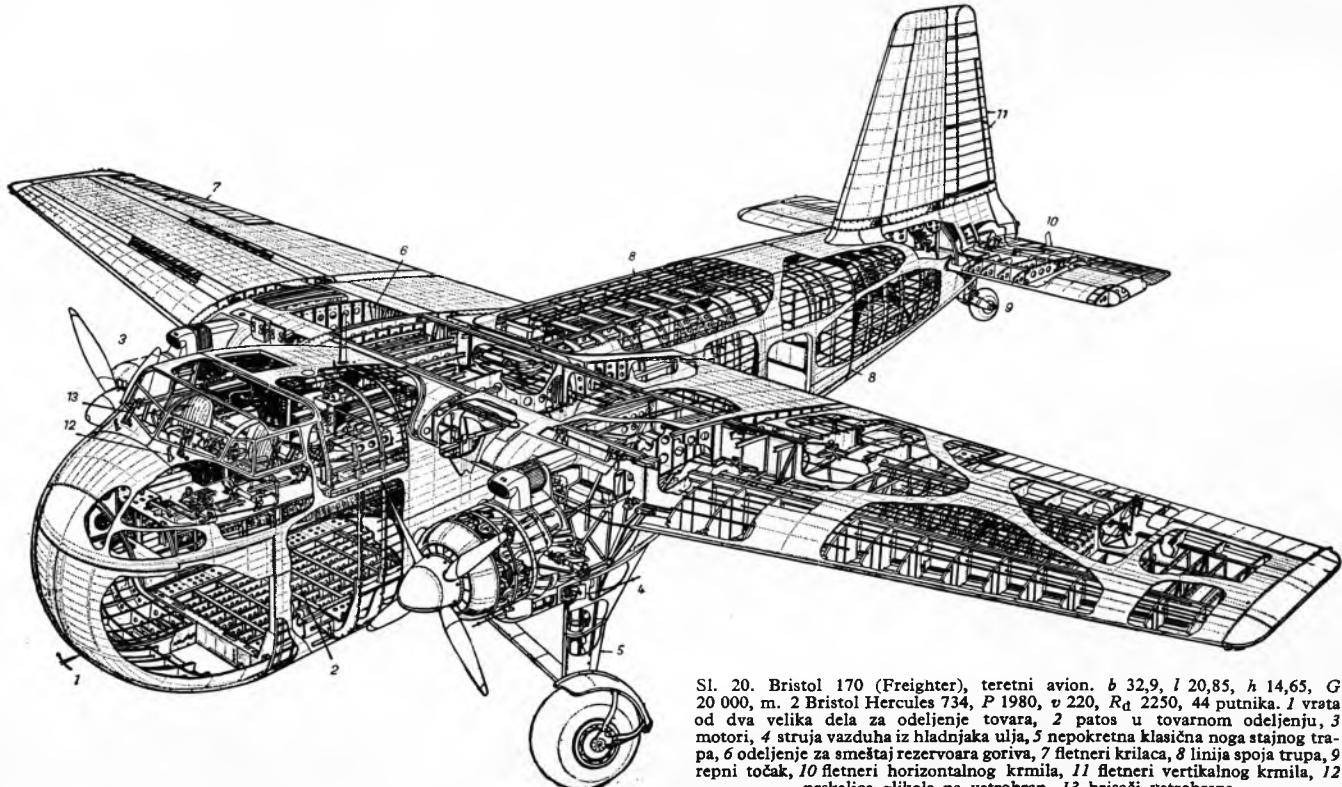


Sl. 19. Putnički avion Sud Aviation-Caravelle.  $b = 34,30$ ,  $l = 32,20$ ,  $h = 9,98$ ,  $G = 48\ 000$ , m. 2 RR Avon Mk 531,  $F = 5700$ ,  $v = 820$ , 80 putnika ili 43 t tereta

tivnoj šupljini sadrži tzv. »integralne« rezervoare goriva, koji takođe vrlo korisno doprinose rasterećenju krila, jer dejstvuju suprotno aerodinamičkim silama.

Jedna nova, treća koncepcija smeštaja motornih gondola pored trupa, koja se je pojavila pre nekoliko godina u Francuskoj i od tada se pokazala kao vrlo uspešna, predstavljena je na sl. 19.

su time u znatno većoj meri nego obično pošteđeni neprijatne motorske buke. Pored toga, jednu od konstruktivnih karakteristika ovoga tipa aviona predstavlja i položaj ulaznih vrata za putnike, koja su postavljena na donjem zadnjem delu trupa, neposredno ispod repnih površina. Stepenice za ulaz nisu visoke jer se avion na zemlji nalazi u horizontalnom položaju, usled primene stajnog



Sl. 20. Bristol 170 (Freighter), teretni avion.  $b = 32,9$ ,  $l = 20,85$ ,  $h = 14,65$ ,  $G = 20\ 000$ , m. 2 Bristol Hercules 734,  $P = 1980$ ,  $v = 220$ ,  $R_d = 2250$ , 44 putnika. 1 vrata od dva velika dela za odeljenje tovara, 2 patos u tovarnom odeljenju, 3 motori, 4 struja vazduha iz hladnjaka ulja, 5 nepokretna klasična nogu stajnog trupa, 6 odeljenje za smeštaj rezervoara goriva, 7 fletneri krilaca, 8 linija spoja trupa, 9 repni točak, 10 fletneri horizontalnog krmila, 11 fletneri vertikalnog krmila, 12 prskalice glikola na vetrobran, 13 brisači vetrobrana

trapa tipa »tricikl«. Motori su tipa »Rolls-Royce Avon« sa potiskom od po 5300 kp svaki, a putna brzina iznosi  $\sim 800$  km/h na visinama od 10 000 do 12 000 m.

*Transportni avioni (teretni).* Za vreme Drugoga svetskog rata pojavila se je na mnogim nepristupačnim sektorima frontova velika potreba za vazdušnim transportom ne samo trupa nego i velikih masa ratnog materijala. Kako u to doba još nije bio razvijen specijalno konstruisani tip aviona za tu namenu, ceo je teret i zadatak pao na običan saobraćajno-putnički avion. Tu se naročito istakao kao pouzdan po celom svetu poznati i popularni tip »Douglas-DC-3« sa dva motora.

Kao posledica stečenog ratnog iskustva i postojeće i dokazane vojne potrebe, neposredno posle rata pristupilo se projektovanju više tipova aviona specijalno proučenih za potrebe transporta, i to kako vojnog tako i civilnog. U međuvremenu pokazalo se, naime, da i u civilnom mirnodopskom sektoru ima dosta razne robe i objekte čije osobine i vrednost zahtevaju brz i direktni transport, makar i po tarifi nešto višoj od železničke ili brodske. Jedan od prvih uspehulih posleratnih projekata prikazan je na sl. 30; to je tip »Bristol Freighter« sa dva motora »Bristol Hercules« od 1675 KS svaki. Važan problem u konstrukciji transportnog aviona predstavlja pitanje slobodnog prostora u trupu za smeštaj glomaznijih tereta, kao i pitanje pogodnosti utovara i istovara, odnosno pristupa u trup. Zato su trupovi ovakvih aviona vrlo glomazni i obično dosta široki. Trup aviona na sl. 20 izведен je u klasičnom obliku. Utovar i istovar se vrše kroz čelo trupa, gde su postavljena vrlo široka dvodelna vrata. Naravno, za utovar vozila i drugih težih i glomaznijih tereta potrebno je na vrata postaviti posebnu rampu. U novijim konstrukcijama pojavljuju se sve češće skraćeni zdepasti trupovi u vidu centralne gondole, na kojima se vrata za utovar i istovar nalaze na zadnjem delu trupa. Ova pogodnost olakšana je okolnošću što su takve konstrukcije sve izvedene sa stajnim trapom tipa »tricikl« sa čeonim trećim točkom, što obezbeđuje pogodan i nizak horizontalan položaj trupa i poda za utovar. Zbog ovakve koncepcije prikraćenog trupa moraju se dodati još dva pomoćna tanja trupa kao grede za vezu repnih površina sa krilom, odnosno motornim gondolama.

U cilju povećanja i proširenja mogućnosti praktične primene na što svestranije polje rada, ovakvi transportni civilni avioni obično se konstruktivno uboščavaju tako da se bez većih konstruktivnih prepravki mogu lako i brzo da prilagode i za prevoz putnika, iskorištavajući vrlo prostranu unutrašnjost trupa.

*Specijalni avioni.* Pored civilnog putničkog i teretnog saobraćaja i raznih vojnih namena, avion osvaja vremenom sve šire polje rada i u raznim drugim vidovima građanskih delatnosti, kao što su

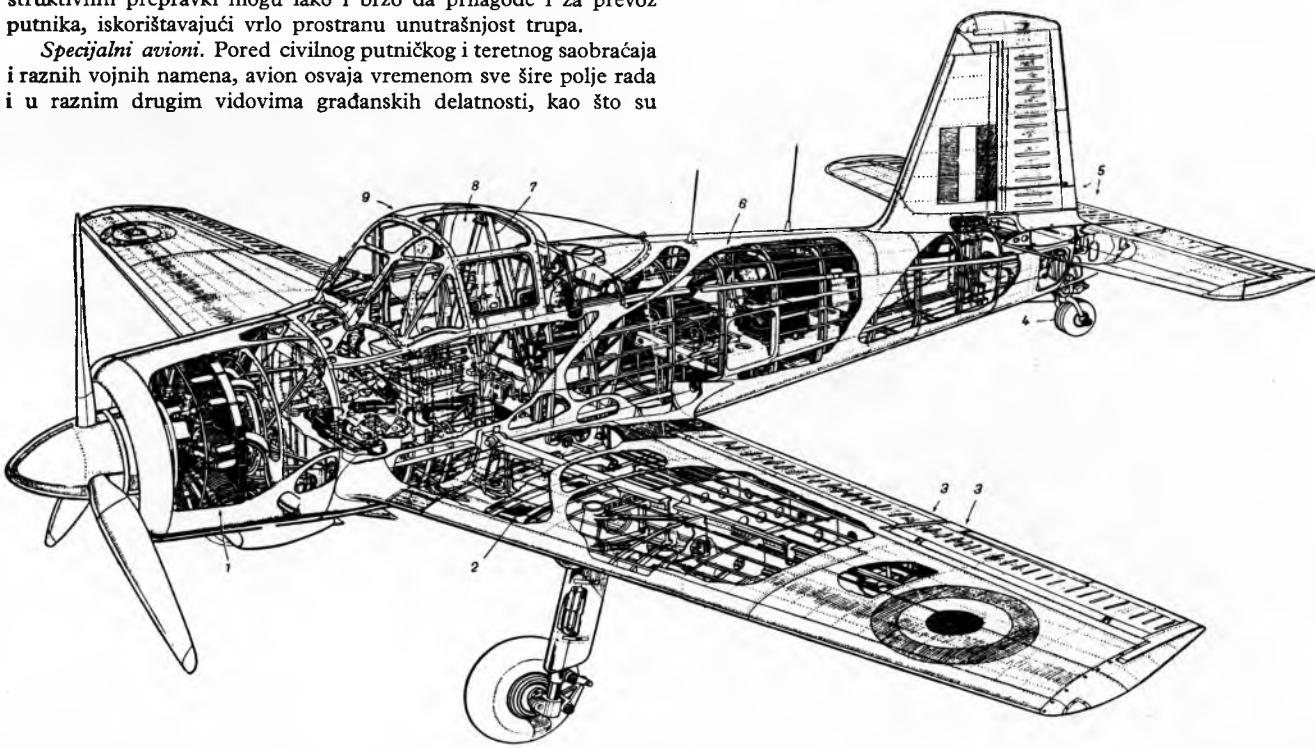
na primer: fotogrametrijska služba za snimanje geografskih kart, nadzor i inspekcija šuma i njihova zaštita od požara, borba protiv šumskih biljnih štetočina (gubara i sl.), asanacija močvarnih i nezdravih terena pomoću prskanja i zaprašivanja, razni korisni radovi u poljoprivredi itd.

Pored toga, avion se pojavljuje kako u civilnoj tako i u vojnoj službi i u vidu neke vrste leteće škole. Naime, obično se u većoj putničkoj kabini saobraćajnog ili transportnog aviona organizuje više radnih mesta za stručnu obuku osoblja, pa se u letu vrši praktična obuka istovremeno sa više učenika.

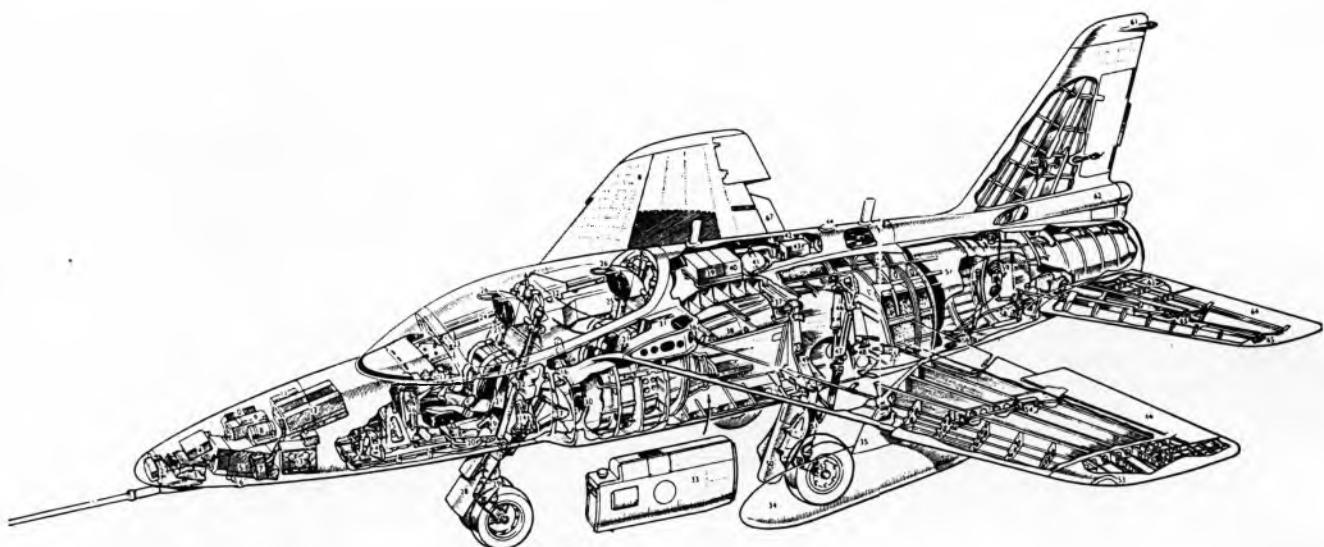
Danas se od radnih aviona specijalno konstruišu uglavnom oni za tzv. privrednu avijaciju, dok se fotogrametrijsko snimanje obično izvodi adaptacijom putničkog ili transportnog aviona, s obzirom na to da je kvantitativna potreba za ovakvim specijalnim avionima premala da bi se isplatili troškovi za specijalne konstrukcije.

*Vojni avioni.* Školski avioni su uglavnom avioni istog tipa i namene kao i za civilnu službu, sa jedinom razlikom što su vojni školski tipovi građeni obično nešto otporniji i masivniji i u vezi sa tim redovno i sa nešto jačim motorima nego civilni tipovi. Po pravilu grade se kao jednokrilci i to dvosed, sa sedišta bilo uporednim bilo u »tandem« rasporedu. U novije vreme pojavljuju se i trosedi u cilju racionalnije i masovnije obuke. Motorna snaga kreće se između 150 i 250 KS a brzine između 200 i 250 km/h.

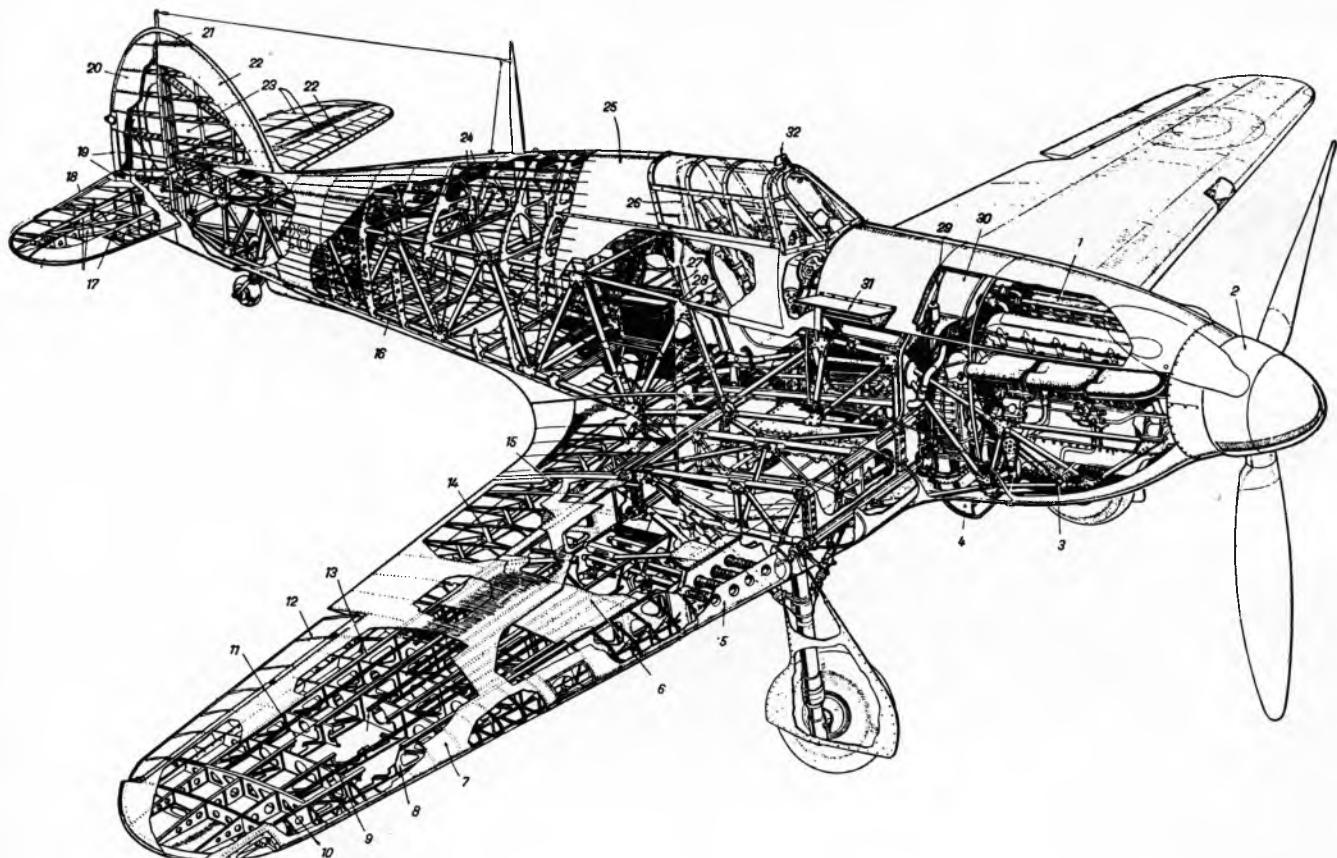
*Prelazni ili trenažni avioni.* Po završetku osnovne obuke na školskom avionu, vojni kao i saobraćajni piloti nastavljaju postepeno višu obuku koja je potrebna za upravljanje savremenim snažnim i brzim avionima. Zato tzv. prelazni avioni moraju imati znatno veće brzine nego osnovni školski, a po svojim opštим aerodinamičkim osobinama, kao i performansama, moraju se što više približiti savremenim brzim lovačkim bombarderskim i saobraćajnim tipovima aviona. Pored toga, radi postizanja što boljih performansi, a i iz razloga što neposrednije i realnije praktične obuke pilota, ovakvi avioni moraju posedovati sve konstruktivne osobenosti i fineze brzih aviona, kao npr. elisu sa promenom koraka u letu, uvlčenje stajnih organa, sistem hiperpotiska krila, kočnice, elektronsku opremu itd. Na taj način pilot se obučava u praktičnom rukovanju svom modernom opremom brzih aviona, samo sa brzinom nešto manjom od one najveće. Kako je i ovaj tip aviona u stvari školske kategorije, on se gradi redovno kao dvosed



Sl. 21. Percival P. 56, avion za osnovnu trenažu. 1 motor, 2 rezervoar goriva (2 po 33 gal.), 3 metalna oplata krilaca i zakrilaca, 4 repni točak, 5 metalna oplata komandnih površina repa, 6 radio, 7 piramida — obezbedenje za slučaj preturanja, 8 kabina sa uporednim sedištimi, 9 deo kabine za odbacivanje



Sl. 22. Folland Gnat Mk. 1, trenažni avion, b 7,32, l 9,38, h 2,94, G 35 000, m. Bristol Siddeley Orpheus MK 100, F 1920, v M 0,97, H 13 000, Rd (3 sata). 1 Pitotova cev, 2 reflektor za osvetljenje pište, 3 glavna baterija, 4 rezervna baterija, 5 TACAN predajnik-prijemnik, 6 spoljni indikatorsko svetlo na donjem delu trupa, 7 UKV rasklopna kutija, 8 rezervni veštacki horizont, 9 žiro-kompas, 10 pojačala visinomera, 11 rezervni veštacki horizont i pokazivač smera, 12 glavni i rezervni UKV predajnik-prijemnik, 13 TACAN rasklopna kutija, 14 poluga krmila sa nožnom kočnicom točaka, 15 regulator kiseonika i kontrolor UKV, 16 upravljačka palica, 17 desna konzola, 18 regulacija gase, 20 koloturnici ispod poda za komande leta, 21 pilotsko sedište koje se može izbaciti, 22 vodice sedišta, 23 ručka za otvaranje poklopa pilotske kabine, 24 sistem za kondicioniranje vazduha, 25 bezbednosna brava sedišta za izbacivanje, 26 ručka za izbacivanje sedišta, 27 hidraulički uredaj za dizanje prednjeg točka, 28 pokloplni limovi prednjeg točka (deluju kao vazdušna kočnica), 29 prednji točak, 30 ulazna škrge za odsisavanje graničnog sloja vazduha, 31 izlaz odsisanog graničnog sloja, 32 tlačna trbica kabine, 33 rezervoar goriva, 34 pomoći rezervoar goriva (za odbacivanje), 35 nosač pomoćnog rezervoara, 36 okov prednjeg spoja krila (levi), 37 okov zadnjeg spoja krila, 38 viličasti ulazni vazdušni vod, 39 elektronski uredaj za slepo sletanje, 40 računar, 41 redukutor tekućeg kiseonika, 42 odeljivač vode, 43 regulator napona struje, 44 signalno svetlo, 45 uljni tank motora, 46 glavna hidraulična noga stajnog trapa, 47 brava glavnog stajnog trapa za izvučeni položaj, 48 brava glavnog stajnog trapa za uvučeni položaj, 49 nosač glavnog stajnog trapa i spoja krila, 50 pokloplni limovi glavnog stajnog trapa (deluju kao zračne kočnice), 51 glavni stajni trap, 52 hidraulične kočnice, 53 poziciono svetlo, 54 servomotor krilaca, 55 servomotor zakrilaca, 56 kvadrant visinskog i smernog krmila, 57 motor, 58 komandni uredaj za upravljanje visinskog stabilizatora i krmila kao celine, 59 komandna poluga stabilizatora (desna), 60 komandna poluga krmila pravca, 61 poziciono svetlo, 62 padobran za kočenje, 63 visinsko krmilo zabravljeno (obrazuje zajedno sa stabilizatorom nekompenzirano visinsko krmilo; u slučaju kvara na automatskom uredaju, visinsko krmilo se odbravi i komanduje ručno), 64 visinsko krmilo, 65 brava visinskog krmila, 66 krilca, 67 zakrilica u spuštenom položaju



Sl. 23. Hawker Hurricane Mark I, lovac, b 11,27, l 9,75, h 2,65, G 3495, m. Packard Rolls Royce Merlin V-1650-3, P 1650, v M 10, 1 motor, 2 drvena elisa „Rotol“, 3 ručni starter, 4 usisnik karburatora, 5 topovi „Browning“, 6 torziona pojačanje, 7 opilata, 8 glavna prednja ramenjača, 9 pomoćna prednja ramenjača, 10 krilni ivičnjak, 11 zadnja pomoćna ramenjača, 12 krilce (platnena opilata), 13 zadnja ramenjača, 14 zakrilica, 15 kardanski zglob komande zakrilaca, 16 glavna ramenjača trupa (zičane zateze), 17 dvoramjenjačni sistem sa dijagonalnim uključenjem, 18 trimer horizontalnog krmila, 19 trimer vertikalnog krmila, 20 vertikalno krmilo, 21 kompenzacija, 22 metalna napadna ivica stabilizatora, 23 platnena presvlaka stabilizatora i horizontalnog krmila, 24 profilacija (drveni okviri i stringeri sa platnom), 25 pojačanje radi obezbeđenja kod preturanja, 26 oklop-pilotska zaštita, 27 radio-uredaj, 28 akumulatori, 29 protivpožarni zid, 30 rezervoar glikola (za hlađenje motora), 31 štitnik protiv izduvnih gasova (pri vožnji sa otvorenom kabinom), 32 ogledalo

za obuku, no s tim što može dalje da služi svršenim pilotima kao trenažni za povremeno samostalno letenje u cilju održavanja letačke kondicije. Na sl. 21 prikazan je primerak ove kategorije. To je tip »Percival P 56 sa motorom »Alvis Leonides« od 550 KS i trokrakom elisom sa promenljivim korakom. U ovom tipu sedišta su postavljena uporedno. Ceo avion je metalne konstrukcije, prevučen limenom oplatom od lakog metala.

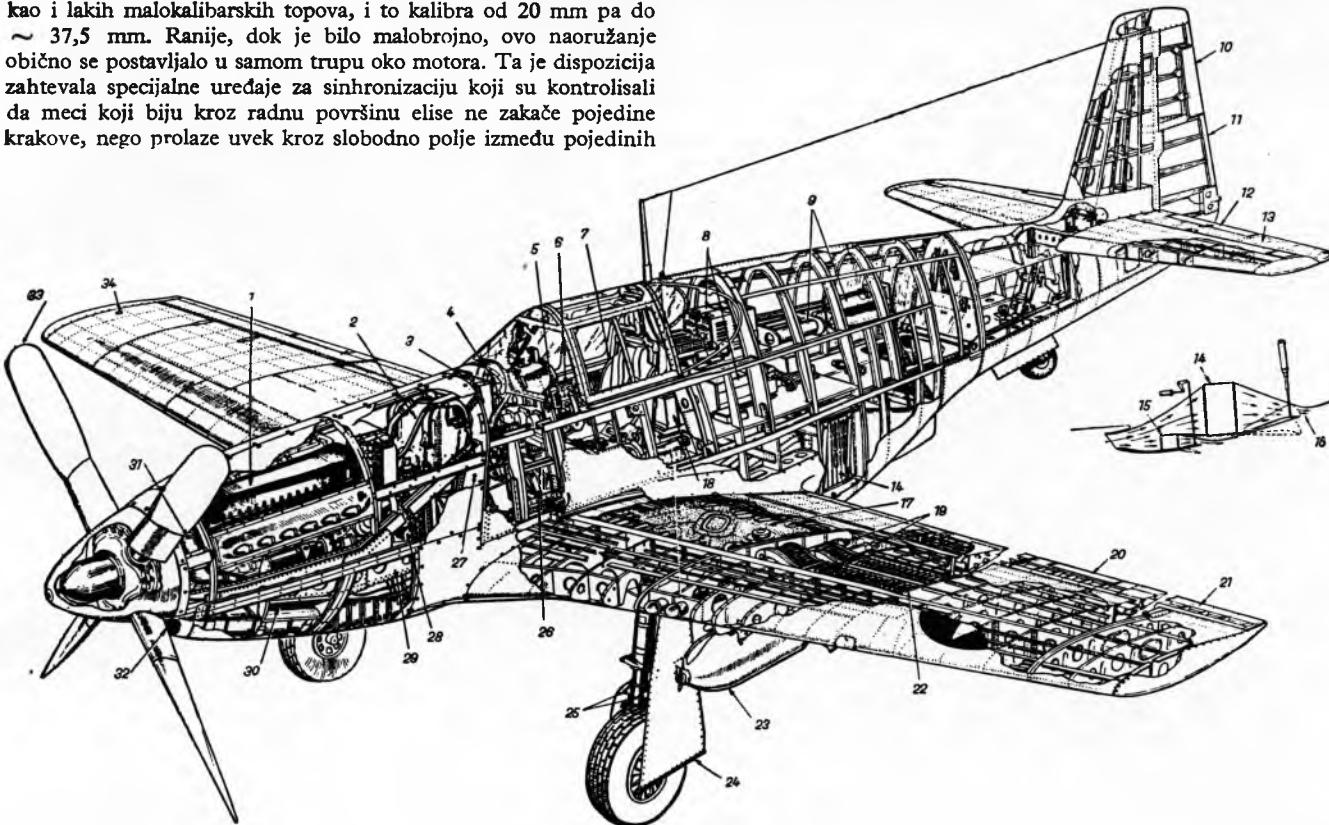
Sem trenažnih aviona upotrebljavaju se katkada i pregradeni lovci za svrhe trenaže. Primer je za to Folland Gnat, prikazan na sl. 22. To je veoma lagani (1/3 težine običnog mlažnog lovca) i relativno mali lovac kojemu je dodano još jedno sedište za nastavnika. Opremljen je i elektronskim uredajima.

**Borbeni avioni.** Budući da jedan od najvažnijih uslova za uspeh u vazdušnoj borbi predstavljaju, pored naoružanja, i odlične performanse aviona, to je prirodno da borbeni avioni treba da poseduju što je moguće veće brzine i moć penjanja da bi mogli da odgovore svome zadatku. Ovo utoliko više što se sa današnjim velikim brzinama sve više gubi mogućnost i verovatnoća izvođenja nekadašnjih vazdušnih duela i glavna uloga borbenih aviona sve se više svodi na službu tzv. »presretača«, koji treba da brane nebo od neprijateljskih bombardera, a ti danas već lete u domenu brzine zvuka, a pojedini mogu čak i da pređu tu brzinu. Ta je kategorija najbržih aviona i javnosti poznata pod nazivom *lovačkih aviona*. U cilju postizanja maksimalnih aerodinamičkih karakteristika oni su obično jednosedi, pretežno sa jednim motorom, iako ima pojedinih tipova i sa po dva motora. U tom slučaju predviđa se i znatno jače naoružanje, tako da se takvi dvo-motorni avioni obično nazivaju i razaračima. Inače, normalno naoružanje sastoji se redovno od više lakih ili teških mitraljeza, kao i lakih malokalibarskih topova, i to kalibra od 20 mm pa do ~ 37,5 mm. Ranije, dok je bilo malobrojno, ovo naoružanje obično se postavljalo u samom trupu oko motora. Ta je dispozicija zahtevala specijalne uredaje za sinhronizaciju koji su kontrolisali da meci koji biju kroz radnu površinu elise ne zakače pojedine krakove, nego prolaze uvek kroz slobodno polje između pojedinih

u neposrednoj blizini usisnog otvora za vazduh za motor, jer njihovi jači gasovi, koji biju iz grla cevi, dovode do poremećaja strujanja vazdušnog mlaza u motor, pa ponekad mogu dovesti i do gašenja motora.

S obzirom na životnu važnost i značaj maksimalnih aerodinamičkih performansi u ovoj vrsti aviona, prirodno je da je na ovom polju ulagan u celom svetu veliki napor da se postignu što bolji rezultati, i oni se i postizavaju. Tako se može smatrati da razvoj ove vrste aviona i njegov napredak može da predstavlja u glavnim linijama opštu sliku progrusa u vazduhoplovnim konstrukcijama, jer su se svi dobiveni rezultati brzo prenosili s ove vrste i na ostale. Kako se stoga istorijat razvitka ove vrste aviona može smatrati najkarakterističnijim, on je ovde izložen opširnije, i u seriji crteža prikazano je nekoliko najmarkantnijih predstavnika tih aviona. Pri tome su tipovi prikazani približno po kronološkom redu svoga postanka, računajući od početka Drugog svetskog rata.

Na sl. 23 prikazan je poznati engleski lovac-jednosed tipa »Hawker Hurricane« sa motorom »Merlin« od 1050 KS (Rolls-Royce Merlin). U svoje vreme to je bio najuspeliji i najpouzdaniji snažan lovac sa osam mitraljeza, koji je uspešno odslužio svoj rok od skoro pet godina ratne službe i sa »Spitfirem« uspeo da odbije nemacku vazdušnu invaziju 1940 i time osuđuti težnju za ovladavanje vazdušnim prostorom nad Engleskom. Interesantan je naročito po tome što u konstruktivnom pogledu predstavlja prvi prelaz na borbeni jednokrilac, te u sebi sadrži izvesne delove preuzete od dotadašnjih konstrukcija primenjenih u dvo-krilcima. To je slučaj sa njegovim trupom koji je izveden u obliku rešetkaste konstrukcije od okruglih čeličnih cevi sa delimičnim žičanim zategama. Pri tome su upotrebljene cevi visoke otpornosti a spojevi su izvedeni pomoću čvrstih limova i zakivaka. Krilo je medutim već projektovano kao potpuno slobodno noseće metalno krilo sa zadebljanim aeroprofilom u korenu. U stvari ovde su postojale dve konstruktivne varijante krila u istom aerodinamičkom obliku. Jedna, prva po redu, bila je konstrukcija sa čeličnim ramenjačama i duralskim svim ostalim elementima sem važnijih okova za veze, i celo krilo bilo je prevučeno platom. Kako je u krilu bilo ugrađeno još i osam mitraljeza sa municijom, to je bilo potrebno preduzeti specijalne konstruktivne mere za njegovo dovoljno



Sl. 24. North American Mustang — P-51B, lovac. b 11,27, l 9,75, h 2,65, G 3495, m. Packard V-1650-3, P 1650, v 708, 1 motor, 2 rezervoar ulja, 3 rezervoar hidrauličnog sistema, 4 instrumenti, 5 palica, 6 radiokomanda, 7 pilotsko sedište, 8 radio-primo-predajnik, 9 kiseoničke boce, 10 trimer krmila pravca, 11 krmilo pravca (platnena presvlaka), 12 trimer krmila visine, 13 krmilo visine (platnena presvlaka), 14 radijator, 15 hladnjak za ulje, 16 reglažni kapak hladnjaka, 17 rezervoar goriva, 18 akumulator, 19 mitraljezi 1/4" (po dva u krilu), 20 trimer krilca, 21 krilce (metalna oplata), 22 municija, 23 bomba (po 500 funti na krilo), 24 vrata stajnog trapa, 25 priključak za vuču, 26 pedala, 27 požarni zid, 28 dvobrzinski dvostepeni kompresor, 29 motorski nosač, 30 filter karburatora, 31 rezervoar tečnosti za hlađenje (nurisa), 32 usisnik karburatora, 33 elisa »Hamilton Standard Hydromatic«, 34 poziciona svetla

krakova. Sa pojačanim naoružanjem, ovaj sistem sinhronizacije postao je gotovo neizvedljiv, te se danas u slučaju jednomotornog lovca redovno celokupno naoružanje smešta u sama krila izvan domaćaja krakova elise. Uz mlažni pogon ovaj problem dakako praktično otpada, ali ipak ne sasvim, jer izbor položaja oružja ima i ovde svoje uslove. Naime, jača oružja ne smiju biti postavljena

osiguranje i ukrucenje u smislu torzije. To je izvedeno specijalnom triangulacijom između prednje i zadnje ramenjače putem jakih specijalnih rebara. Kasnije je, u drugoj varijanti, izvršen prelaz na uobičajenu konstruktivnu koncepciju krila izvedenog u potpunosti od lakih legura tipa AlCuMg i sa metalnom limenom korom. Na taj način otpala je potreba za specijalnom triangulacijom, ali su zato u cilju pojačanja dodate pored glavnih i još dve pomoćne ramenjače. Ovakva koncepcija krila predstavljena je i na slici.

Naredna karakteristična konstruktivna koncepcija prikazana je na sl. 24. To je poznati lovac jednosed tipa »Mustang« (North American Mustang). Motor

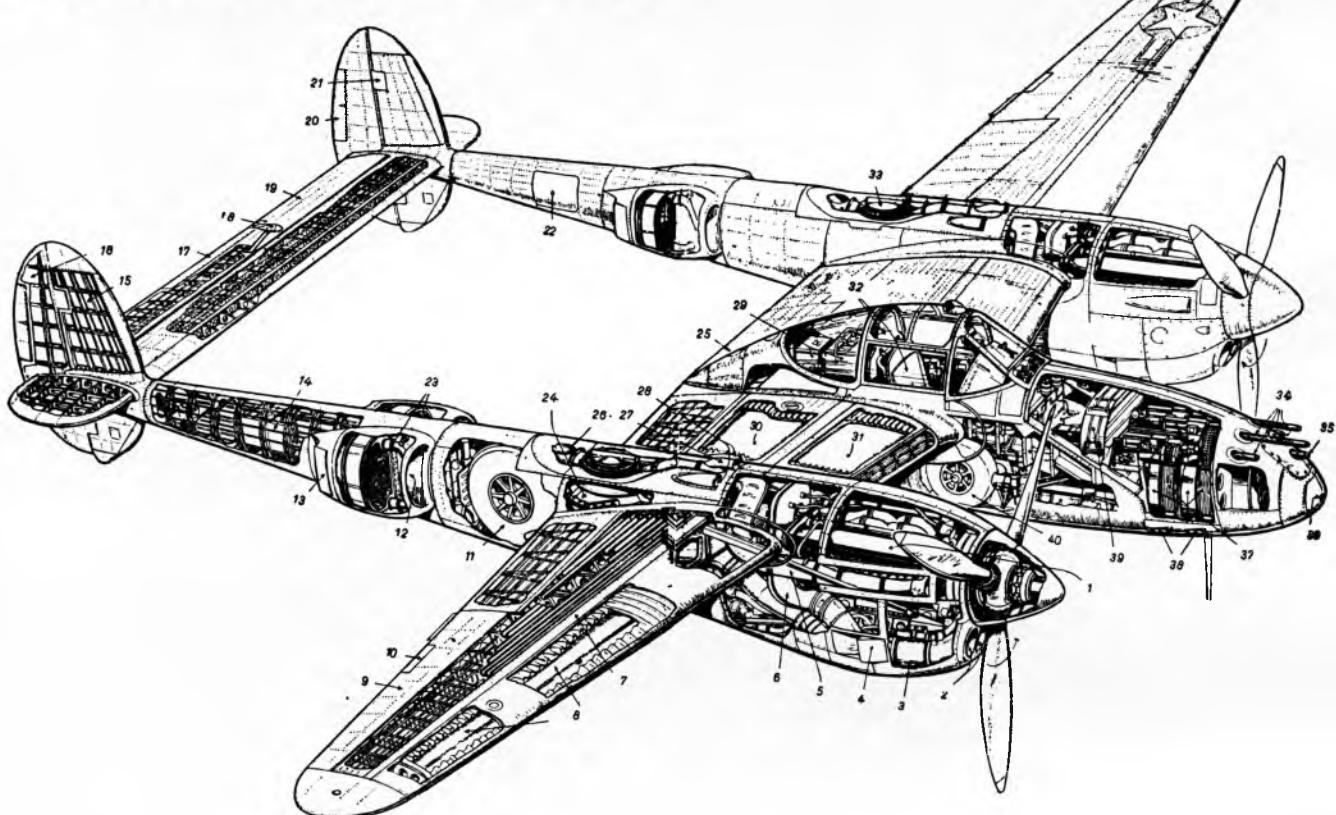
mu je tipa »Packard« sa vodenim hlađenjem i snagom od 1520 KS. To je bio u poslednjim godinama rata najuspeliji lovački avion, čija je maksimalna brzina prelazila 700 km/h. On je stvarno predstavljao poslednju etapu u progresu lovačkih aviona sa elisnim pogonom, posle čega je došla era mlažnog pogona. Po svojoj konstruktivnoj koncepciji on predstavlja standardnu primenu lakih legura tipa AlCuMg, kako za osnovnu strukturu tako i za presvlaku i trupa i krila. Izuzetaka čine samo krmene repne površine, koje su prevućene platnom, dok su njihovi trimeri izrađeni od plastičnih masa tipa bakelite. Krilo sadrži u svojoj šupljini rezervoare goriva i četiri teška mitraljeza od pola palca sa municijom, zбог čega je ono prevućeno nešto debljim limom. Pored toga, ovaj avion može da nosi i dve bombe od po 500 funti ispod krila, ili dopunske rezervoare koji se mogu u letu odbaciti.

Sa pojačanim bombardovanjem daleke neprijateljske pozadine pojavila se u drugoj polovini rata i potreba za odgovarajućom prikladnom lovačkom zaštitom bombarderskih formacija. Tako je stvoren lovački avion velikog akcionog radiusa.

Najtipičnijim i najmasovnjim predstavnikom tog tipa aviona može se smatrati »Lockheed Lightning« sa vodom hlađenja motora tipa »Allison« od 1500 KS svaki (sl. 25). Ovde se vidi tipična primena koncepcije tzv. dvotrupca, gde se motorne gondole produžavaju do repa u vidu smanjenih i stanjenih tru-

najopterećenijim elementima. Tako su npr. zidovi ramača izvedeni od drvene lepenke a na njih su nalepljeni (delom vezani i zavrtnjima) pojasevi ramača u vidu metalnih ugaonika. Pored toga, donja kora krila je metalna sa serijom uobičajenih uzdužnika, dok je gornja kora drvena, i to od dva sloja lepenke, između kojih se nalazi serija gusto postavljenih drvenih uzdužnika slično konstrukciji »panel-ploča«. Na ovo se vežu prednji, čeonii deo krila od metala. Sve ova neobične veze bile su praktično omogućene upotrebom novih vrsta sintetičkih lepkova, koji pomoću pritiska i povećane temperature danas omogućavaju neobično dobre i otporne veze između drveta i metala, pa u novije vreme i između samih metala, tako da sada imamo više modernih aviona sa vrlo širokom primenom lepka za vezu između metalnih delova, naročito uzdužnika za koru i slično.

U domenu mlažnih borbenih aviona zvučnih i nadzvučnih brzina, kao najprikladniji tip za prikaz može se uzeti poznati i popularni »Sabre« (F-86 Sabre) sa pogonom pomoću turbomlažnog motora »General Electric J-47« od nešto preko 5000 funti potiska. Ovaj tip aviona prikazan je na sl. 27, koja vrlo detaljno



Sl. 25. Lockheed Lightning P-38 L, lovac, b 15,97, l 11,51, h 2,99, G 9720, m. 2 Allison V-1710-F 30, P 1500 KS, v 685, H 12 000, R<sub>d</sub> 2700...4800. 1 motor, 2 usisnik hlađnjaka za ulje i izmenjivača toplice, 3 hlađnjak za ulje, 4 defektor hlađnjaka za ulje, 5 odvod u turbinsko kolo, 6 dovod do karburatora, 7 glavna ramača, 8 rezervoari goriva u napadnoj ivici, 9 krilice, 10 trimer krilca, 11 glavni točak stajnog trapa (uvučen), 12 usisnik vazduha za radijator, 13 defektor radijatora, 14 prtljažni prostor, 15 stabilizator pravca, 16 krmilo pravca, 17 trimer krmila visine, 18 kontrapet krmila visine, 19 krmilo visine, 20 trimer krmila pravca, 21 aerodinamička kompenzacija, 22 akumulatori, 23 radijatori, 24 kompresor turbine, 25 zakrilice «Fowler», 26 izduvnik turbine, 27 usisnik za grejanje kabine, 28 ulaz vazduha za hlađenje turbine, 29 radio, 30 rezervoar goriva, 31 pomoći rezervoar goriva, 32 pilotski oklop, 33 turbinu, 34 4 mitraljeza, 35 top 20 mm, 36 kamera, 37 municija za mitraljeze, 38 otvor za izbacivanje čahura, 39 municija za top, 40 nosni točak (uvučen)

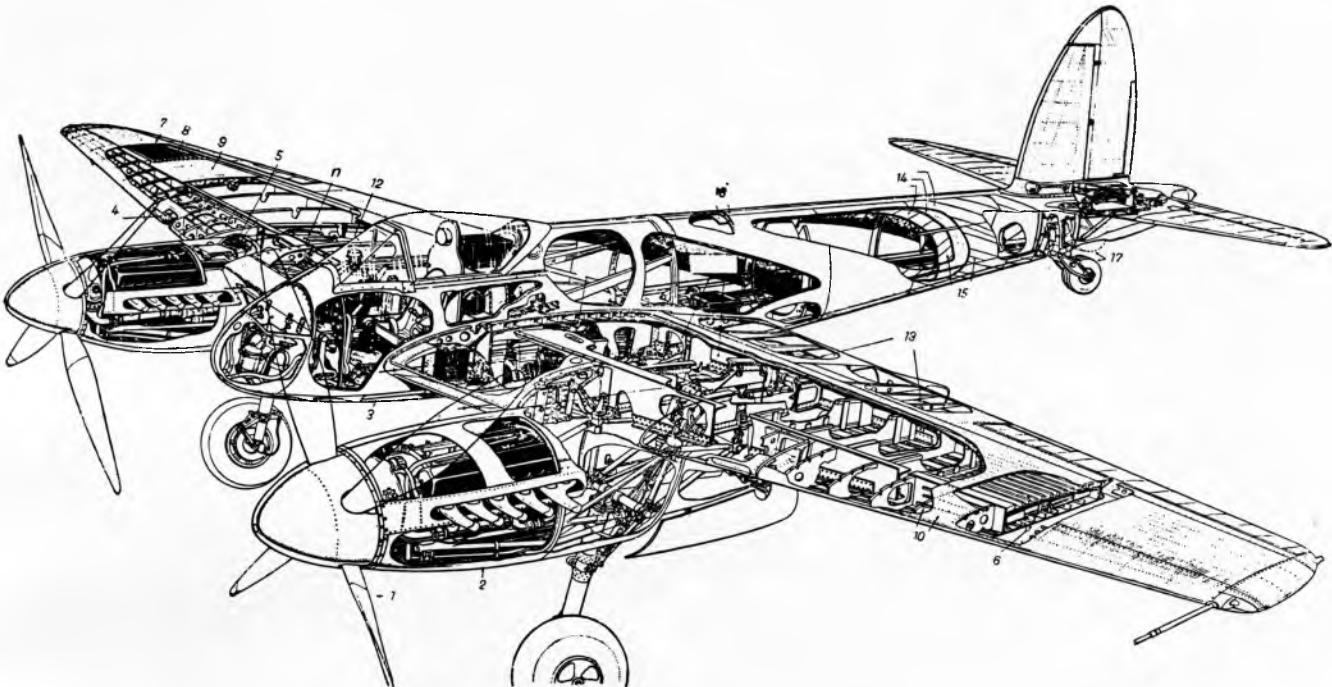
pova, dok je centralni, glavni trup skraćen i služi za smeštaj posade, oružja i celokupne ostale opreme. Uočljiv je neobično zgodan i povoljan semeštaj celog naoružanja u prednjem delu trupa, koji je vrlo pristupačan i pregledan. Krilo je jednoramenjačkog tipa sa pomoćnom ramačicom, gustom serijom uzdužnika i talasastim limenim pojačanjima kore. Uzduž razmaha celog krila ugrađeni su u njega rezervoari goriva, dok se u centralnom trupu nalazi još jedan sabirni rezervoar. U ovoj konstrukciji valja navesti i još jednu izrazitu sliku progresa: da bi se iskoristili izduvni motorni gasovi, oni se vode u specijalni turbokompresor iza motora, kako se to dobro vidi na slici. Tako se gasovi iskoristavaju za sabijanje vazduha koji se šalje u karburator radi prehranjuvanja motora na većim visinama.

Iako strogo uvezvi ne spada u ovu kategoriju, ipak se ovde navodi još jedan vrlo neobičan tip aviona (sl. 26), koji je u stvari naslednik čuvenog engleskog tipa »Mosquito« u nešto renoviranoj verziji, a zbog svojih pojedinih konstruktivnih rešenja još uvek je sa tehničkog gledišta vrlo interesantan. Avion se zove »Hornet F Mk-I« engleske firme De Havilland. To je dvomotorni lovac-izviđač sa dva klipna motora »Merlin« (Rolls Royce Merlin) od po 2030 KS. Osnovnu tehničku karakteristiku ovog tipa, kao i njegovog prethodnika »Mosquito« predstavlja način umešne konstruktivne kombinacije mešovite primene drveta i metala u glavnim organima: trupu i krilu. Trup je izveden u sistemu ljuškastog tipa, tj. sa potpuno nosećom korom i sa minimalnom primenom unutrašnjeg kostura; ovaj je ograničen samo na krajeve trupa gde se nalaze njegove veze sa drugim organima. Sama izrada trupa izvedena je pojedinačno u dve simetrične polutke (podela po vertikalnoj ravni simetrije) koje su naknadno sastavljene pomoću nalepljenih traka spolja i iznutra. Konstrukcija kore sastoji se od dva sloja lepenje između kojih je ulepšljena ispuna od lakog drvena balsе, srednje debljine od ~ 15 mm. Krilo, međutim, predstavlja mnogo interesantniju i složeniju konstrukciju. To je neobičan spreg drveta i metala u najbitnijim i

pokazuje celu unutrašnju strukturu i uređaj, izuzev semeštaj naoružanja, koje je verovatno iz razloga vojne tajnosti potpuno izostavljeno. Inače je poznato da se na svim tipovima ovakve koncepcije oružje redovno ugrađuje u prednjem delu trupa.

Osnovna konstruktivna karakteristika, uočljiva na prvi pogled, sastoji se u jako zabačenim strelastim krilima i repnim površinama. Pored toga, a usled velikih brzina sletanja, jako je izrazita primena i sistema hipertonika krila, koji se sastoje od pretkrilaca i zakrilaca. Sem toga, na zadnjem delu trupa ugrađene su i vrlo efikasne vazdušne kočnice u vidu kapaka koji se istaruju iz bokova trupa i mogu da posluže i kao kočnica u obrubavanju. Dalja bitna konstruktivna osobenost je primena tzv. »servo-komandi«, tj. kombinacije ručne i hidraulične komande, pri čemu pilot izvodi ručnom snagom samo prvi, početni pokret u željenom smeru, dok ostatak pokreta, odnosno glavnu reakciju, preuzima hidraulični sistem. Što se tiče unutrašnjosti trupa, ona je skoro cela, počev od krila do repa, ispunjena samim motorom i njegovom prođenjem izdunvom mlažnom cevi. Ovde je uvodni otvor za vazduh postavljen u kljunu trupa, što je sa gledišta motora najbolje rešenje, ali samom avionu oduzima mnogo raspoloživog prostora, naročito u pilotskom odjeljenju, gde je taj prostor i najkritičniji. Inače je cela pilotska kabina hermetički zatvorena i nalazi se prilikom visinskih letova pod stalnim pritiskom, kako bi se pilotu osigurali životni uslovi u visinama od preko 10 do 12 hiljada metara do kojih ovakvi tipovi aviona dostižu. Pilotsko sedište je specijalnog tipa sa katapultom za prinudno izbacivanje u slučaju potrebe da pilot iskače sa padobranom.

Poseban problem u ovakvim avionima predstavlja pitanje semeštaja goriva. Ovde se susreće nekoliko nepovoljnih okolnosti

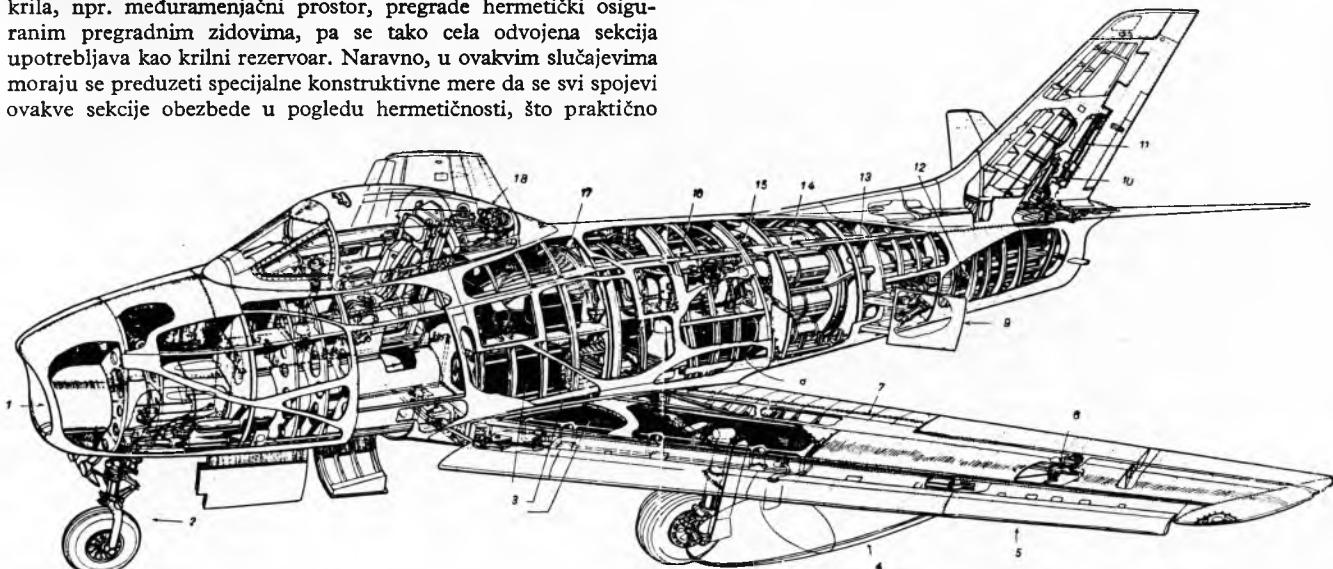


Sl. 26. De Havilland-Hornet FMK I, lovac-izviđač. b 17,72, l 10,51, h 4,31, G 8000, m. RR Merlin 130 131, P 2080, v 760, H 11 000, R<sub>d</sub> 4800. 1 četvorokraka elisa sa hidrauličnim regulisanjem koraka, 2 motor, 3 četiri topa kalibra 20 mm, 4 škrga za vazduh (otvara se u letu), 5 ulaz vazduha za motor pri radu na zemlji, 6 metalne uzdužnice i donja kora, 7 spoljna gornja kora od drvene lepenke, 8 drvene uzdužnice gornje kore, 9 unutrašnja kora od drvene lepenke, 10 prednji čeonći deo krila od metala, 11 rezervoar ulja, 12 po dva rezervoara benzina u svakom krilu, 13 kapci-kočnice krila, 14 konstrukcija ljuškastog tipa trupa od dve kore od drvene lepenke sa ispunom od drveta balsa, 15 ukrštanje godova spoljnje i unutrašnje kore, 16 uzdužni spoj trupa od dve polutke, 17 uvlačivi repni točak

kao: relativno velika količina potrebnog goriva, koja proističe iz velike motorne snage i visoke specifične potrošnje turbomlaznih motora s jedne strane, a sa druge strane skučene prostorne mogućnosti za smeštaj. Krilo ovih brzih tipova ne sme imati veliku relativnu debljinu, a trup je dobrom delom popunjjen motorom i njegovim instalacijama. Ukoliko i preostane u trupu slobodnog prostora, on je obično rasparčan i vrlo nepravilnog oblika. Zato se u ovakvim slučajevima vrlo mnogo primenjuju gumeni rezervoari u vidu gumene vreće ubočene približno prema slobodnom prostoru za smeštaj. Takva se vreća lako zgužva i uvuče kroz neki manji otvor u predviđeni prostor, gde ona odmah sama zauzme svoj prvobitni predviđeni oblik. Isti postupak primenjuje se i sa krilnim rezervoarima, koji se uvlače u slobodan prostor među rame-njačama. Sem ovog načina, u krilu se često konstruišu i tzv. «integralni» rezervoari, koji se sastoje u tome da se pojedine sekcije krila, npr. međuramenjačni prostor, pregrade hermetički osiguranim pregradnim zidovima, pa se tako cela odvojena sekcija upotrebljava kao krilni rezervoar. Naravno, u ovakvim slučajevima moraju se preduzeti specijalne konstruktivne mere da se svi spojevi ovakve sekcije obezbede u pogledu hermetičnosti, što praktično

predstavlja vrlo veliku teškoću i u samoj fabrikaciji i u eksploata-ciji. Zbog svih navedenih teškoća u pogledu obezbeđenja go-rivom ovakvih tipova mlaznih aviona, oni se skoro redovno pred-vidaju sa priključcima za nošenje spoljnih dopunskih rezervoara za daljinske letove, s tim da se takvi rezervoari mogu i odba-civati.

Još jedan praktični specijalitet ovakvih vrsta jednomotornih aviona sa mlaznim motorom u trupu je praktično rešenje pitanja opsluživanja i eventualne zamene motora, koji je sav uvučen u trup. To se redovno rešava konstruktivnom podeлом trupa na dva dela, negde približno oko sredine dužine trupa, odnosno oko mesta ležaja motora. Lakim isključivanjem nekoliko peri-ferijskih veza između dva dela trupa može se u vrlo kratkom vremenu ceo zadnji deo trupa da odvoji, odnosno povuče unazad



Sl. 27. Canadair F-86 Sabre 2, lovac, b 11,33, l 11,41, h 4,45, G 7450, m. Orenda 14, F 3300, v 1140, R<sub>d</sub> 2400. 1 usisni otvor, 2 nosni točak sa prigušivačem, 3 rezervoari goriva, 4 dopunski rezervoar goriva, 5 napadna ivica, 6 krilca (sa buster-komandom), 7 zakrilca (sa elektromotorskom komandom), 8 rezervoar goriva, 9 vazdušne kočnice, 10 komanda krmila visine (hidraulična sa reglažom napadnog ugla), 11 komanda krmila pravca (sa elektro-servo-komandom), 12 mlaznik, 13 motor — turbineski deo, 14 motor — komore za sagorevanje, 15 rasklopni okvir trupa, 16 motor — kompresor, 17 motor — usisnik, 18 kabina pod pritiskom

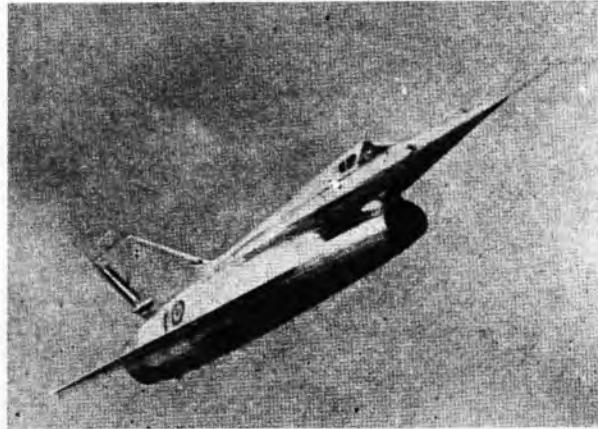
skupa sa repnim površinama, čime se motor potpuno otkrije te može vrlo lako da se zameni. Pri tome se jedino moraju proučiti posebni sistemi spojeva komandi repnih površina, koje se na tom mestu sastava moraju odvojiti zajedno sa celim zadnjim delom trupa.



Sl. 28 Dassault «Mirage III-C», lovac.  $b$  8,22,  $I$  13,37,  $h$  4,50,  $G$  10 000, m. Snecma Atar 09C,  $F$  6030,  $v$  M 2,15,  $H$  25'000,  $R_d$  520

U daljem toku konstruktivne evolucije susreće se primena trouglastog delta-krila. Ovde je ta koncepcija, izgleda, baš dobro došla i zbog kompaktnosti cele mašine koju ona omogućava i zbog odličnog ponašanja prilikom vođenja i sletanja, a istovremeno se u aerodinamičkom pogledu dobro prilagodava uslovima zvučne i nadzvučne brzine. Takav najnoviji predstavnik lovačkog tipa prikazan je na sl. 28. To je francuska konstrukcija fabrike Marcel Dassault, tip «Mirage III», borbeni jednosed sa motorom «Atar»

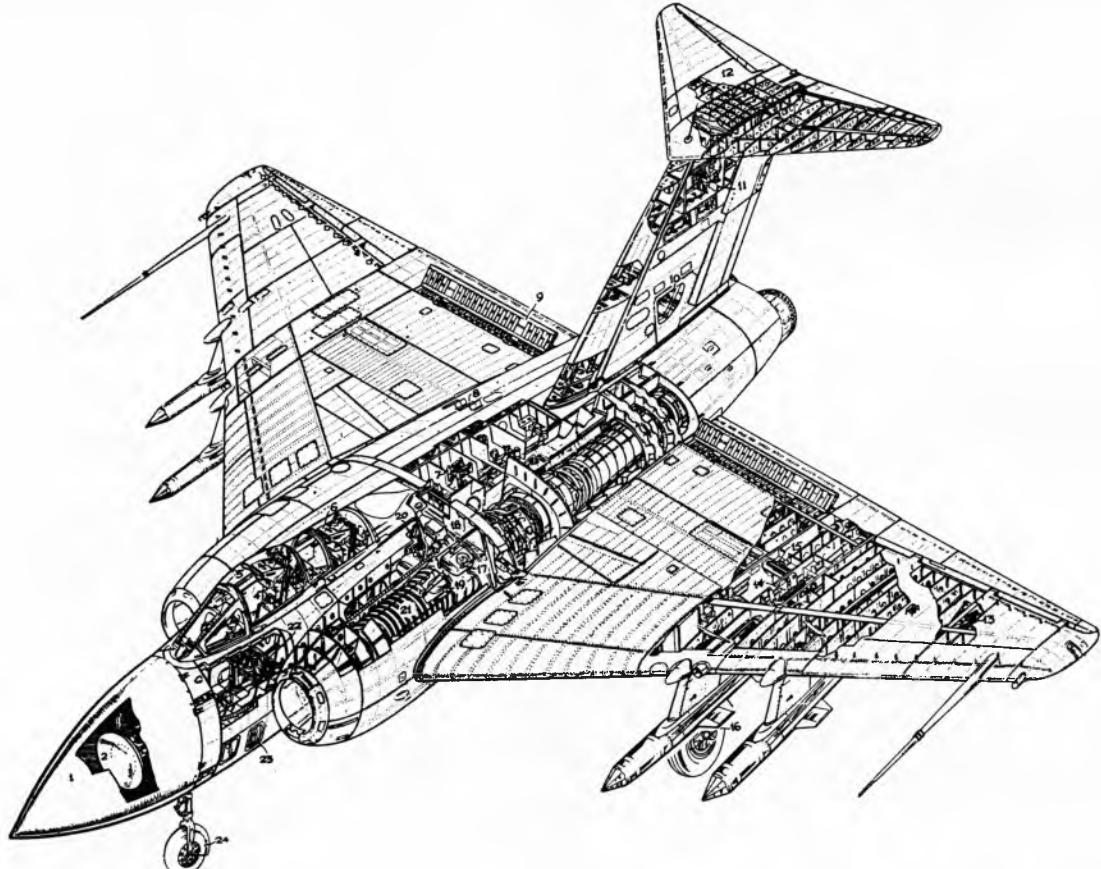
sa dogorevanjem. Kako se vidi, avion je vrlo kompaktan, jer za svoju težinu od osam tona ima svega 8,22 m razmaha i 13 m dužine. Brzina, navodno, treba da iznosi oko 2 Macha, a dužina zaleta i sleta svega ~ 600 metara. Naoružanje je moguće, po želji, ili topovima ili raketama. Pored toga, predviđena je i mogućnost



Sl. 29. Nord 1500 Grifon II, lovac.  $b$  7,93,  $I$  14,03,  $h$  5,00,  $G$  6000, m. Snecma Atar 101F + Nord Ramjet,  $v$  1500

nošenja dopunskih spoljnih rezervoara goriva za potrebe dugih letova. Za borbenu upotrebu pod lošim vremenskim uslovima i noću predviđen je u prednjem šiliku trupa smeštaj specijalnog tipa radara za otkrivanje neprijatelja. Dodatkom posebnog profilisanog nosača sa kamerama ispod trupa moguća je upotreba istog aviona i za fotografске svrhe.

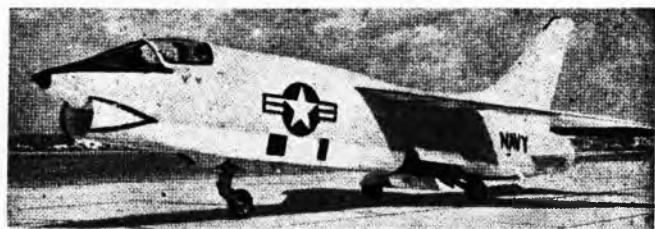
U ovoj familiji delta-krila učinjen je nedavno veoma značajan korak napred, koji obećava u budućnosti lepe izglede i perspek-



Sl. 30. Gloster Javelin FAW8, lovac.  $b$  15,90,  $I$  17,20,  $G$  17 300, m. 2 Armstrong Siddeley Sapphire A. S. Sa. 7R,  $F$  5600,  $v$  M 0,94,  $H$  1800. 1 nos od dielektrične mase, 2 antena, 3 žiro-nišanska sprava, 4 izbacivo pilotsko sedište, 5 dvostruki klizni pokrov kabine, 6 izbacivo sedište radarskog operatora, 7 simulator osećaja pritiska na krmene površine, 8 cevi za simulator osećaja pritiska, 9 gornja vazdušna kočnica, 10 krmilo servodyn, 11 uredaj za komandu krmila, 12 pomično krmilo, 13 krilca servodyn, 14 top 30 mm, 15 spremište municije, 16 glavni stajni trap, 17 rezervoar goriva, 18 glavni uredaj za hlađenje kabine, 19 mlazni motor, 20 prenosni mehanizam pogonskih uredaja, 21 ulazni vazdušni vod, 22 pilotska ploča za instrumente, 23 boce sa kiseonikom, 24 prednji stajni trap

tivu daljeg razvijatka. Na sl. 29 prikazan je avion tipa »Griffon II« francuskog preduzeća Nord-Aviation, koji za svoj uspeh zahvaljuje konstruktivnom rešenju kombinovanog motornog pogona pomoću normalnog turbomlaznog motora »Atar« i statičkog reaktora »atodida«, koji omogućuje veliku brzinu leta bez upotrebe motornog kompresora. Oba motora konstruktivno su ujedinjena u zajedničkom trupu, koji u stvari predstavlja cev »atodida«. U početku normalni turbomlazni motor dovodi avion u domen brzine koja je dovoljna da stupi u dejstvo »atodida«. Ova kombinacija pogona omogućila je avionu »Griffon« da tuče svetski rekord brzine u malom zatvorenem krugu od svega 100 kilometara. Njegova srednja brzina leta iznosila je na osnovu registrovanja 1640 km/h, što predstavlja neverovatno dobar rezultat, naročito kada se uzmu u obzir i zaokreti koji su morali biti izvedeni sa smanjenom brzinom, a celi let, trajao je nešto ispod 4 minute. Kao dalju konstruktivnu specijalnost treba navesti male dopunske horizontalne stabilizatore, postavljene ispred krila a pored same pilotske kabine. Oni su potrebni zbog toga što avion nema posebnog horizontalnog repa a površine elevona su znatno smanjene, jer krilca ne idu do ivica krila. Pored toga lepo se vide i aerodinamičke kočnice u bokovima trupa neposredno ispred krila. Brzina treba da bude nešto preko dva Macha, a neobično je velika vertikalna brzina penjanja, tako da plafon iznosi do 20 000 m.

Primer borbenog aviona sa delta-krilima, sa dva motora postavljena uz trup i sa horizontalnim stabilizatorom prikazan je na sl. 30. Uz pilota nosi i radar-operatora.

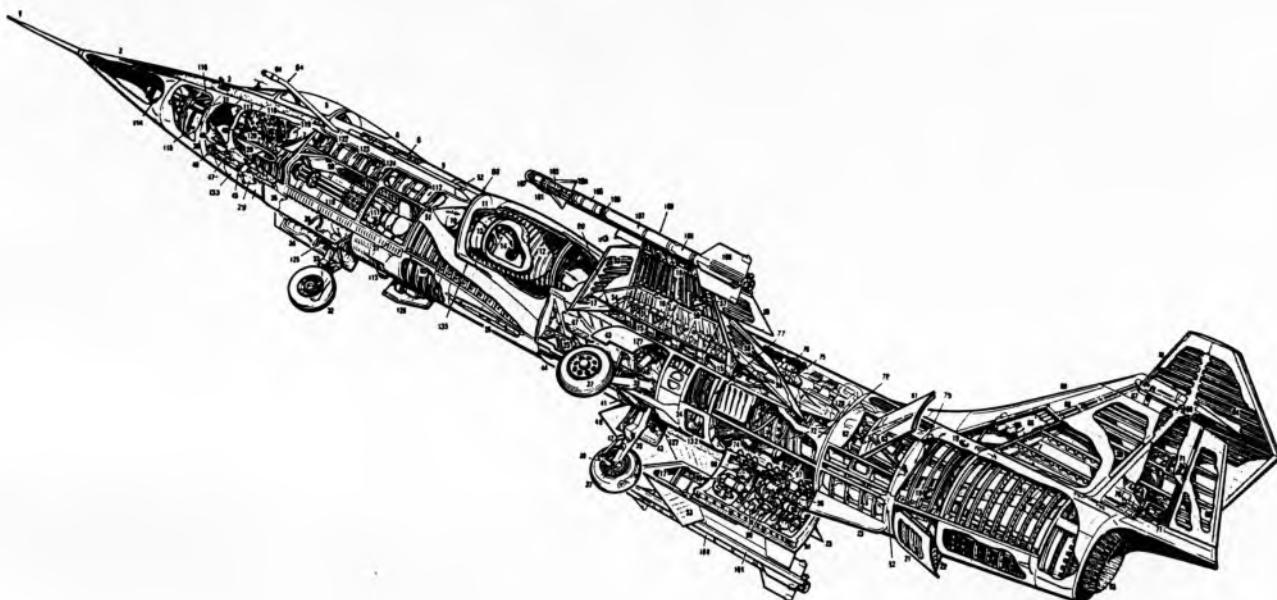


Sl. 32. Chance Vought Crusader F8U-1P, lovac za fotografisanje. b 10,88, l 16,62, h 4,80, G 12300, m. J57-P-4A, F 7250, v 1770, H > 15000

zastarella, te je zato i napuštena posle rata. Ovo tim pre što težište izviđačkog rada danas sve više prelazi na fotografisanje, koje može da se vrši i sa svakog brzog aviona, tako da je izviđačka služba prešla danas uglavnom na brze bombardere i lovce.

Primer lovca građenog posebno za svrhe fotografisanja prikazan je na sl. 32. Trup aviona modifikovan je radi smeštanja kamera. Naoružanja nema.

Jedini domen u kome se izviđačka služba sve do danas zadržala jeste polje protivpodmorničkog izviđanja. Zbog specifičnosti i složenosti ove službe još se i danas konstruišu specijalni izviđački avioni, i to za službu bilo sa kopna bilo sa nosača aviona. Takav tip aviona fabrike Breguet, avion »Alize«, prikazan je na sl. 33. Karakteristika ovakvog izviđača, čija se uloga sastoji



Sl. 31. Lockheed F-104G Super Starfighter, lovac. b 6,68, l 16,70, h 4,12, G 12 300, m. General Electric 79-GE-7A, F 7200, v M 2,3, H 21000, R<sub>d</sub> 14 500. STRUKTURA. 1 Pitotova cev za nadzvučne brzine, 2 nos od plastične mase za radarski uredaj, 3 spojnica za odbacivanje nosa, 5 poklopac pilotske kabine, 8 elektronski uredaji, 9 prostor za municiju, 10 konus otvora za ulaz vazduha, 11 škrpa ulaza vazduha za motor, 12 vodovi za vazduh, 13 odsisavanje vazduha, 14 obilazni vod vazduha za hlađenje motora i zadnjeg gorenika, 15 okov spoja krila, 16 pojačano rebro za krilni nosač, 17 krilni nosač za tenk goriva ili spoljni spremnik, 18 brava i otkočni mehanizam rezervoara na kraju krila, 19 gornji i donja poziciona svetla, 20 specijalno pojačan i proširen verticalni stabilizator, 21 aerodinamička kočnica 23 dvodelna trbušna peraja, 24 pristupni poklopac do generatora, 25 kovani nosači za glavni stajni trap, 26 centralni nosač spoljnog spremnika (1000 kp), 27 izlazna rešetka vazduha za hlađenje mitraljeza, 28 otvor za gadanje mitraljezima, 29 pilotsko sedište, 31 klizna pružnica — nosač prednjeg konusa. STAJNI TRAP. 32 prednji stajni trap (služi i za upravljanje kretanja po zemlji), 33 amortizer prednjeg stajnog trapa, 35 uredaj za otvaranje stajnog trapa, 37...44 glavni stajni trap sa bočnicama i poklopicima. KOMANDE LETA. 45 pilotska palica, 46 nožne komande, 48 kvadrani komandni krilaca, 49 torziona cev komande visinskog krnila, 50...52 komandni kablivi, 53 i 54 pretkrilica i komandni mehanizam, 55 krilica kombinovana sa zakrilicima, 56 i 57 servomehanizam krilaca, 58 i 59 zakrilice i mehanizam, 61...63 vazdušne kočnice i mehanizam, 64...68 horizontalni stabilizatori sa mehanizmom, 69...71 krnilo pravca sa mehanizmom. MOTORNA GRUPA. 72 turbo-motor sa zadnjim gorenikom, 73 uredaj za podešavanje izlazne sapnice, 74 sklop komande gasa, 75 i 76 uredaj za promenu koraka lopatica statora, 77 sedamnaest-stepeni kompresor, 78 deset komora za sagorevanje, 79 trostopena reakciona turbina, 81 zadnji gorenik, 82 spoj trupa (radi skidanja motora), 83 krilica sapnica sekundarnog mlaza. NAPAJANJE GORIVOM. 84 uredaj za napajanje u vazduhu, 85 pomoći rezervoari goriva, 86 prednji glavni rezervoar goriva, 87 zadnji glavni rezervoar goriva, 89 pomoći odbacični rezervoari na nosačima ispod krila (162 galona), 90 pomoći rezervoari na nosačima na kraju krila (140 galona). HIDRAULIČNI SISTEM. 94 glavna hidraulična razvodna ploča, 95 hidraulični akumulatori, 96 manometri, 97 razvodni ventil, 98 predajnici pritiska, 99 filteri za tečnost. NAORUŽANJE. 100 raketa vazduh-vazduh, 102 glava osjetljiva na infracrvene zrake, 103 servo-uredaj, 105 bojeva glava, 106 blizinski upaljač, 107 raketni motor sa crvstini gorivom, 108 propulziona cev, 109 stabilizatori, 110 šeststevni 20 mm vazduhom hlađen top, 111 ležaj topa, 112 spremište municije, 113 otvor za izbacivanje čahura. OPREMA. 114 radarska antena, 115 radarski uredaj za traženje i određivanje udaljenosti, 116 regulator pritiska vazduha, 117 nišanska sprava i kamera, 118 glavna tabla za instrumente, 119 zaslon protiv bleskanja, 120 donji nosač instrumenata sa radarskim elementom i kontrolom paljbe, 122 dovod vazduha u pilotsku kabinu, 123 uredaj za inercijalnu navigaciju, 124 računar za dajlinomer, 125 poziciona svetla za kretanje po PSS, 126 pomoći generator sa vazdušnom turbinom, 127 glavna svetla za osvetljenje PSS, 128 glavni izmenjivač toplove, 132 dva trofazna generatora naizmenične struje po 2 kW-a variabilne frekvencije, 133 antena.

Još jedan primer modernog mlaznog lovca dat je na sl. 31. To je Lockheed F-104 G Super Starfighter. Gradi se kao jednosed i dvosled.

*Izviđački avioni.* Izkustvo Drugoga svetskog rata pokazalo je da je koncepcija ranijeg relativno sporog izviđačkog aviona

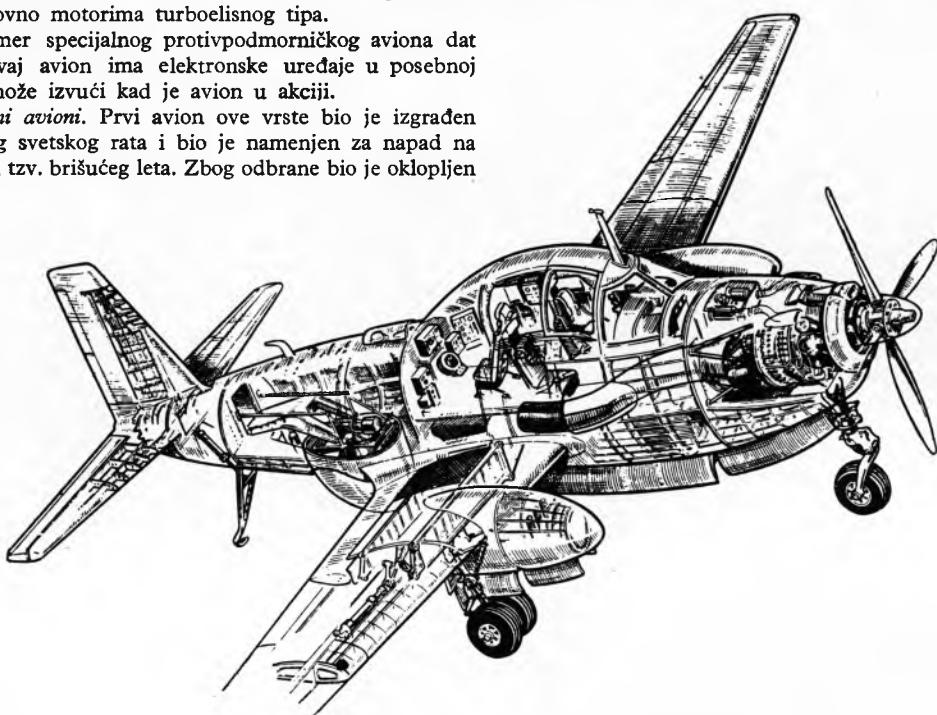
u otkrivanju i proganjaju podmornica, obeležena je neobično brojnom i složenom specijalnom opremom, potrebnom za takve zadatke. Osnovnu grupu opreme predstavlja specijalna radarska grupa, koja se u normalnom dejstvu ispušta kroz donju površinu trupa. Pored radara primenjuju se i tzv. »zvučne plu-

tače sa malim emisionim stanicama, koje svojim signalima omogućavaju određivanje pravaca potrebnih za detekciju pravog položaja zaronjenih podmornica. Za bolju vidljivost ovih plutača moraju se spustiti i dimne bombe. Ovakvi tipovi aviona obično su snabdeveni vrlo snažnim motorima, a u poslednje vreme skoro redovno motorima turboelisnog tipa.

Još jedan primer specijalnog protivpodmorničkog aviona dat je na sl. 34. Ovaj avion ima elektronske uređaje u posebnoj kupoli, koja se može izvući kad je avion u akciji.

*Borbeni oklopni avioni.* Prvi avion ove vrste bio je izgrađen još krajem Prvog svetskog rata i bio je namenjen za napad na pešadiju iz niskog, tzv. brišućeg leta. Zbog odbrane bio je oklopljen

Kao najuspeliji tip ove vrste pokazao se u poslednjem ratu avion »Junkers JU 87« (»Stuka«) prikazani na sl. 35. To je jednomotorni avion sa motorom Junkers od 1200 KS, jednokrilac sa običnim stajnim trapom. Avion je predviđen samo za dva člana posade, od kojih prednji, pilot, vrši i bombardovanje, dok drugi član služi više kao zaštitni strelec pri odbrani od napada lovaca. Glavna centralna bomba nalazi se ispod trupa, a sa strane ispod krila obično se nalaze manje



Sl. 33. Breguet 1050 Alizé. b 15,62, 13,90, h 5,19, G 15 700, m. RR Dart R.  
Da. 21, P 1975, v 363, H 6000, Rd 2800 (7½, sati)

ispod motora i pilotskog dela trupa, ali zbog težine oklopa u vezi sa ondašnjom skromnom motorskom snagom nije uspeo da se afirmiše.

U Drugom svetskom ratu ova konцепција je ponovo oživelja, ali sad pod mnogo povoljnijim uslovima s obzirom na snažni porast motorske snage.

Za najuspelijeg predstavnika ove klase može da se smatra sovjetski avion »Il-2«, popularno nazvan »Stormovik«. To je jednomotorni dvosed klasične konstrukcije, niskokrilac, sa vrlo snažnim motorom od skoro 1000 KS. Cela prednja polovina trupa počev od motorske koveke pa do zadnjeg člana posade, strelna, izvedena je od ljuto okalienog čeličnog lima potpuno neprobojnog za pešadijsku oružja. Producetak trupa do repnih površina izveden je u drvenoj ljkastkoj konstrukciji. Krila i repne površine su od durala. Stajni trap se uvlači u specijalne gondole na krilima pomoću sabijenog vazduha. Ovaj avion pokazao je u toku rata svoju veliku praktičnu vrednost u taktičkom sadejstvu sa trupama na zemlji i napadima na neprijateljsku pešadiju, pozadinu, snabdjevanje, pa čak i motorizaciju, blagodareći svom jakom naoružanju: raspolagao je i topovima od 37 mm.

bombe. Kako se otpuštanje bombe vrši iz strmog obrušavanja, postoji opasnost da bomba u slobodnom padu zakači i ošteti elisu. Zbog toga je ona poduhvaćena specijalnim polugama, koje, oduprte o trup, odbacuju bombu izvan polja dejstva elise. Radi smanjenja brzine pri kraju obrušavanja, a naročito u momentu ispravljanja aviona, u krilima su ugradene specijalne aerodinamičke kočnice u vidu rešetaka postavljenih upravno na površinu krila. Inače, u konstrukcijskom pogledu avion je potpuno normalne izrade, sem što mu je trup izведен od dve uzdužno podeljene polutke koje se izrađuju pojedinačno pa se konačno spajaju po uzdužnim sastavima.

*Torpedni avioni.* Na sličnoj taktičkoj osnovi kao i bombarderi iz obrušavanja zamišljeni su i torpedni avioni za napad na ratne brodove. I ovde je cilj aviona da u napadu pride što bliže svojoj žrtvi i da gada iz što manje udaljenosti od cilja. Razlika je samo u tome što torpedni avion treba da prilazi i napada iz niskog horizontalnog leta, pa da posle izbacivanja torpeda beži u stranu. Jedan noviji predstavnik ove klase aviona prikazan je na sl. 36. To je engleski jednomotorni avion tipa »Wyvern« firme Westland, koji je inače predviđen za višestruku upotrebu u mornarici. Ovакви tipovi obično su ukrcani na nosačima i prema tome i opremljeni specijalnim kukama za kočenje pri sletanju na palubu.

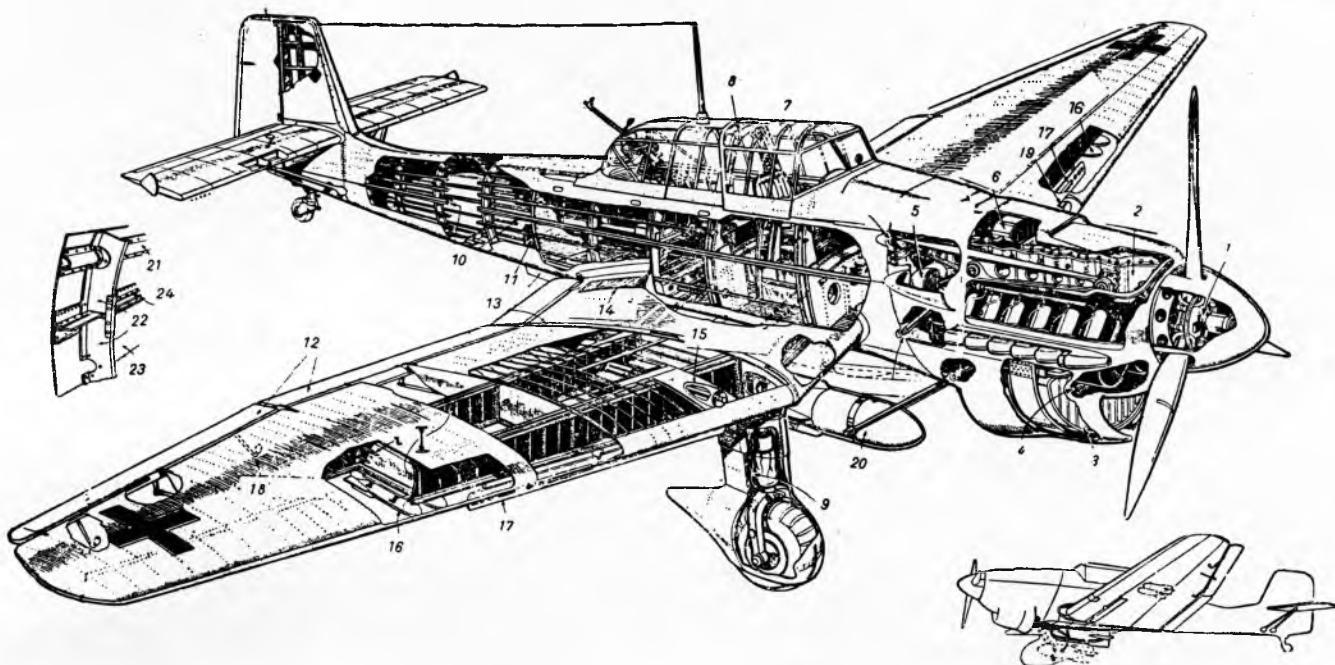
*Kurirski avioni* predstavljaju tipičnu vojnu konцепциju aviona. Njihova osnovna namena sastoji se u prevoženju manjeg broja (obično svega dva do tri) kurira, adutanata ili komandnog osoblja do najisturenijih vojnih položaja, tako da se ovakav avion mora da spušta i na najnepodesnije terene, koji su inače neupotrebljivi za obične avione. Taj osnovni zadatok kurirskog aviona nameće mu vrlo teške uslove za sletanje i poletanje, odnosno minimalnu brzinu koja treba da omogući bezbedno sletanje na rđave terene. Naravno, to ide delom na račun maksimalne brzine, koja u ovakvim uslovima dolazi u drugi plan s obzirom na to da se ovde ne radi o većim rastojanjima. Iz tih razloga na kurirskom avionu primenjuju se redovno svi mogući sistemi hiperpotiska i u obliku pretkrilaca i zakrilaca, što mu omogućuje da dužine zaleta i sleta skrati na oko svega 40...60 m.

*Bombarderski avioni.* Već u toku Prvog svetskog rata, a naročito pred početak drugog, bombarderski tipovi su se počeli razvijati u posebnu vrstu, a s obzirom na specifične konstruktivne zadatke propisane od vojnih vlasti. Tu je celo vreme postojala uporna tendencija ka sve većoj brzini i sve većem korisnom to-

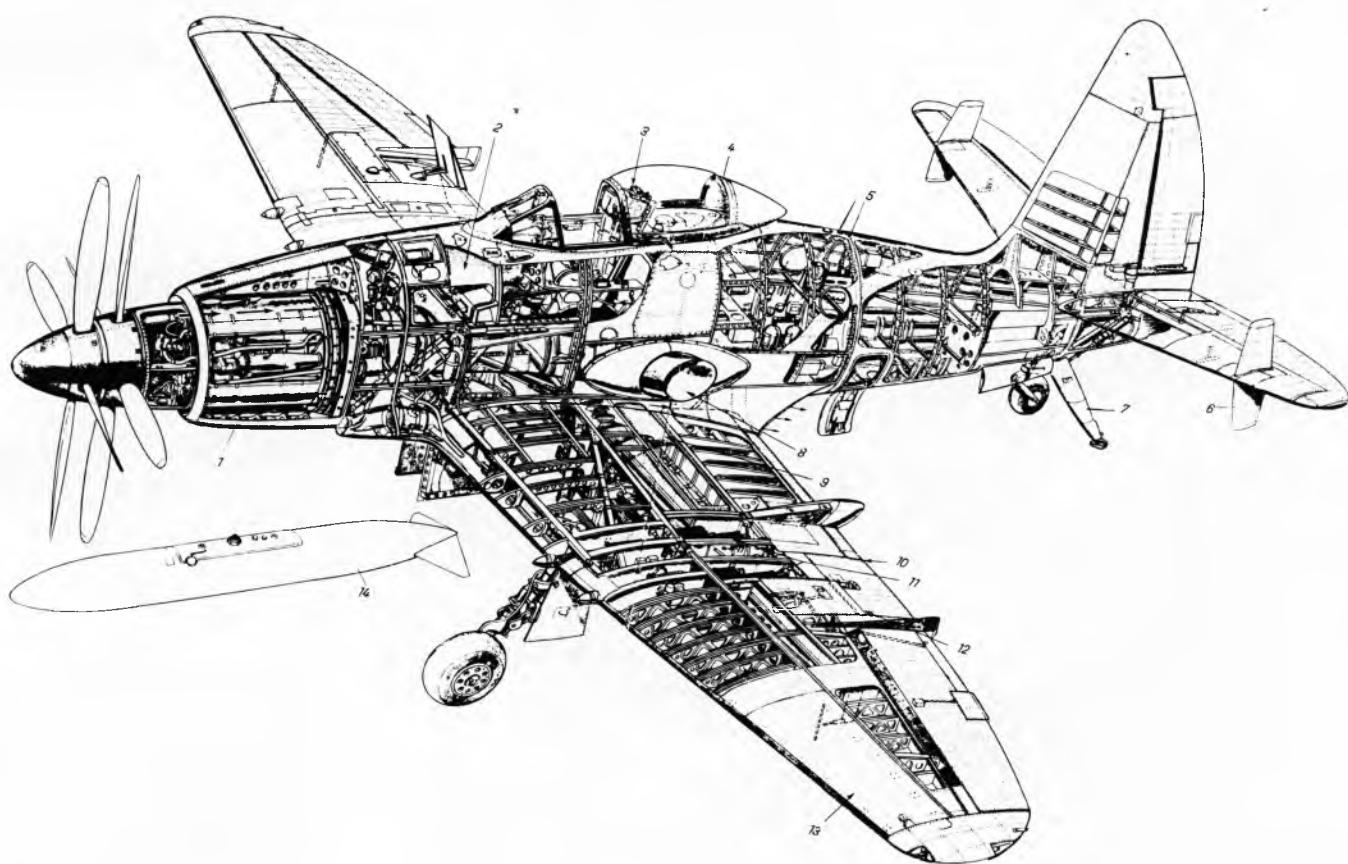


Sl. 34. Westland (Fairey) Gannet AEW. 3, protupodmornički izviđač. b 16,60, l 13,40, G 9600, m. Double Mamba, P 3875, v 400

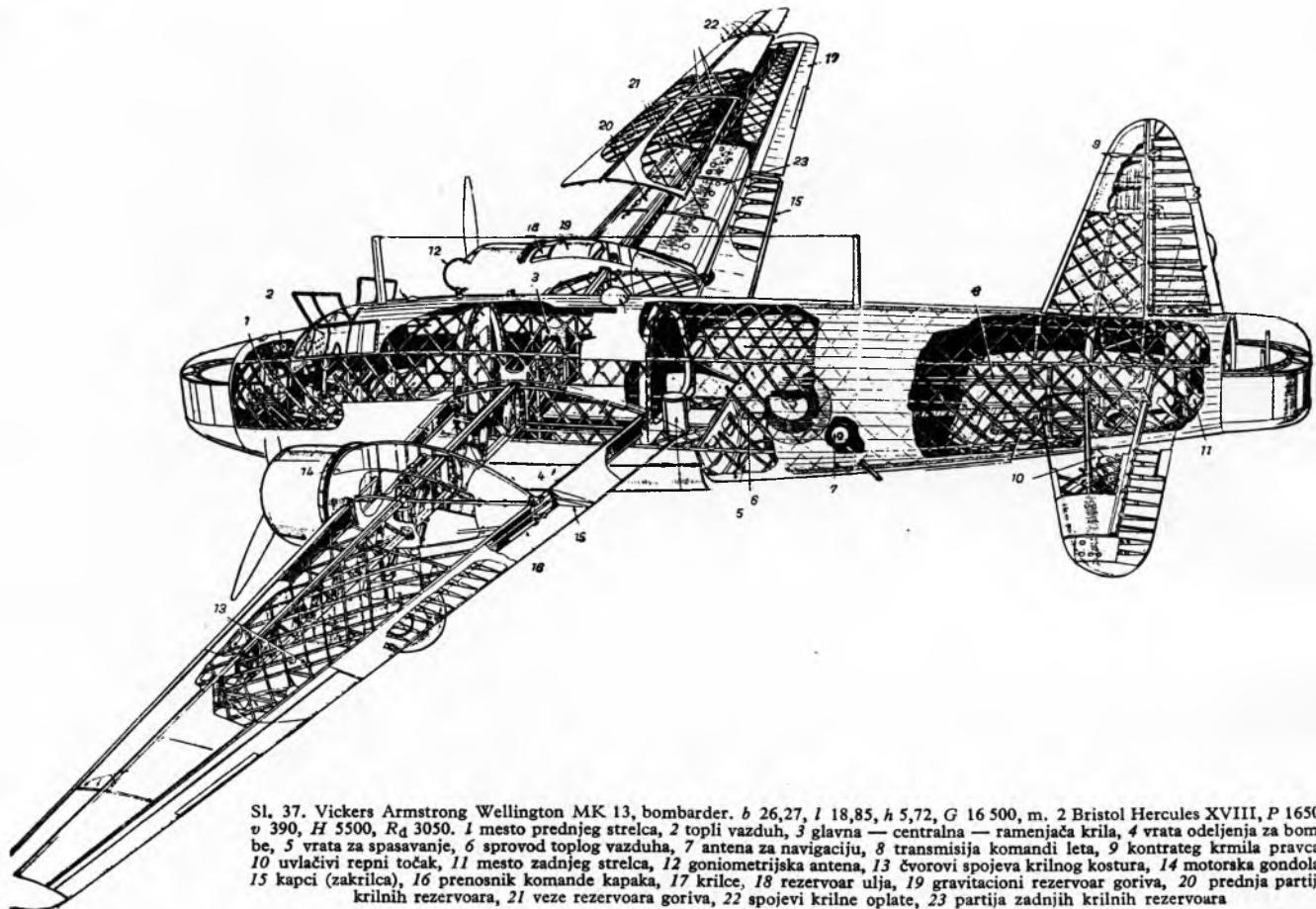
*Bombarderi za obrušavanje.* Ova vrsta aviona stvorena je između dva rata sa ciljem preciznijeg gadanja. Naime, sa ovakvim avionima nišani se direktno na cilj iz vrlo strmog — po mogućnosti vertikalnog — obrušavanja, s tim da se avion po odbacivanju bombe naglo ispravlja i beži iz opasne zone.



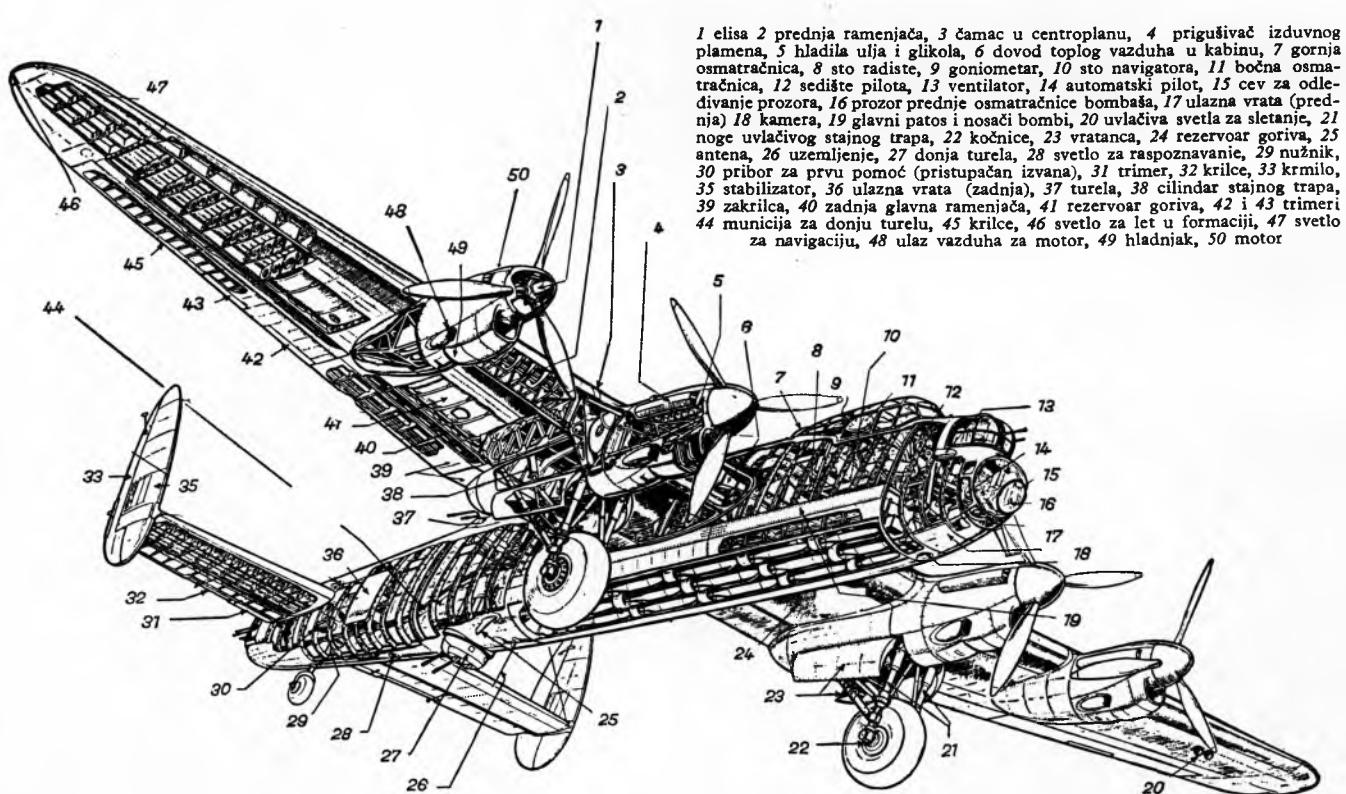
Sl. 35. Junkers JU 87 (Stuka), avion za obrušavanje.  $b = 13,80$ ,  $l = 10,80$ ,  $G = 4250$ , m. Jumo 211,  $P = 1100$ ,  $v = 400$ ,  $R_d = 850$ . 1 elisa, 2 motor, 3 hladnjak za vodu, 4 benzinska injekcionala pumpa, 5 škrga za vazduh, 6 hladnjak ulja, 7 pilotska klizna kabina, 8 zaštitni luk, 9 elastična nogu, 10 spoj trupa od dva dela, 11 radiostanica, 12 krilca i zakrilca, 13 oplata krilnog spoja, 14 gazište, 15 mitraljez u krilu, 16 male bombe, 17 vazdušne kočnice pri obrušavanju, 18 kontragegovci krilaca, 19 reflektor, 20 centralna bomba sa podupiračem, 21 uzdužnice trupa, 22 okviri trupa, 23 limena kora trupa 24 uzdužni spoj trupa



Sl. 36. Westland Wyvern S4, torpedni avion.  $b = 13,42$ ,  $l = 12,80$ ,  $G = 9620$ , m. Armstrong Siddeley Python ASP3,  $P = 4110$ ,  $v = 620$ ,  $R_d = 1450$ . 1 motor, 2 rezervoar goriva (prednji), 3 izbacivo sedište (Martin Baker), 4 rezervoar goriva (zadnji), 5 rastavni okvir trupa, 6 dopunski stabilizator, 7 kuka za sletanje na nosač, 8 izdunvnik (s obe strane trupa), 9 krilni rezervoari, 10 osa preklopa krila, 11 četiri mitraljeza od 20 mm, 12 vazdušne kombinovane kočnice, 13 spojni krilni (integralni) rezervoar, 14 azbestni dopunski rezervoar



Sl. 37. Vickers Armstrong Wellington MK 13, bombarder. b 26,27, l 18,85, h 5,72, G 16 500, m. 2 Bristol Hercules XVIII, P 1650, v 390, H 5500, R<sub>d</sub> 3050. 1 mesto prednjeg strelica, 2 topni vazduh, 3 glavna — centralna — ramenjača krila, 4 vrata odeljenja za bombe, 5 vrata za spasavanje, 6 sprovod toplog vazduha, 7 antena za navigaciju, 8 transmisija komandi leta, 9 kontrateg krmila pravca, 10 uvlačivi repni točak, 11 mesto zadnjeg strelica, 12 goniometrijska antena, 13 čvorovi spojeva krilnog kostura, 14 motorska gondola, 15 kapci (zakrilca), 16 prenosnik komande kapaka, 17 krilce, 18 rezervoar ulja, 19 gravitacioni rezervoar goriva, 20 prednja partija krilnih rezervoara, 21 veze rezervoara goriva, 22 spojevi krilne opilate, 23 partija zadnjih krilnih rezervoara



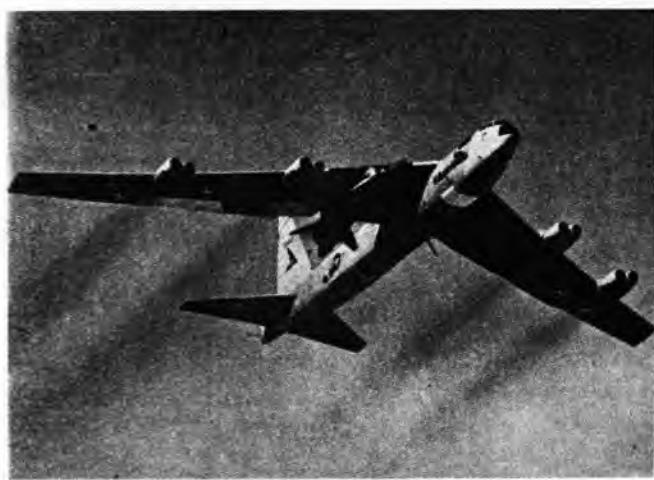
Sl. 38. Avro Lancaster, bombarder, b 31,10, l 21,20, h 6,10, G 29 500, m. 4 Packard-RR Merlin, P 1250, v 430, R<sub>d</sub> 4800.

varu. Zbog toga je tok razvijatka od samog početka počeo sa višemotornim avionima, a u toku poslednje dve decenije ustalio se na parnom broju motora: dva, četiri, šest ili osam. Ovo naročito da bi se sačuvao klijun trupa, odakle je dobra vidljivost, za pogodan smeštaj izviđača i bombardera.

Kao neobično interesantna konstrukcija sa samog početka Drugog svetskog rata navodi se tip dvomotornog aviona firme Vickers — »Wellington«, prikazan na sl. 37. Ovaj tip predstavlja originalno konstruktivno rešenje cele noseće kore kako krila tako i trupa, odnosno zamene za koru. To je tzv. geodetska konstrukcija, čija je osnovna ideja da se cela kora zameni mrežom dijagonalno ukruštenih kratkih krvih elemenata. Ta je ideja bila već primenjena na poznatom diržablu tipa »Zeppelin«. U stvari takav kostur zahteva još i platnenu prevlaku, ali ipak ušteduje rebra na krilu i uopšte omogućava relativno laku konstrukciju, iako za konstruktora vrlo komplikovanu.

Sledeći klasičan tip bombardera iz druge polovine poslednjeg rata početkom je na sl. 38. To je poznati četvoromotorac »Lancaster« engleske firme Avro. U svoje vreme ova klasa aviona predstavljala je — skupa sa američkom »Letećom tvrdavom« — najtežu kategoriju aviona uopšte, sa ukupnim tovarom bombi između osam i deset tona. Bomba bile smeštene u posebnom prostoru u unutrašnjosti trupa, koji je bio zatvoren za vreme leta, a otvarao se po potrebi pomoći specijalnih hidrauličkih komandi. Pored tako velikog tovara, avion je bio i dobro naoružan za samostalan odbranu sa svih strana. U svemu ostalom avion je bio inače ubočajene, danas klasične, koncepte: potpuno metalan i sa nosećom limenom korom kako trupa tako i krila i repnih površina. Brzina je iznosila preko 400 km/h a akcioni radijus 4800 km.

Od posleratnih bombarderskih tipova sa znatno povećanim brzinama transoničnog domena daje se samo fotografija, sl. 39,



Sl. 39. Boeing B 52, bombarder, b 56,40, l 46,63, h 14,70, G > 182 000, 8 P W & J 57-P-43 W, F 6250, v 965, H 25 500. Pod desnim krilom nosi North American »X-15«

spoljnog izgleda današnjeg usvojenog američkog tipa »Boeing-B 52«. On je već primio spoljni oblik nadzvučnih aviona sa jako zaturenimi krilima, sa velikom strehom, koja se odražava i na repnim površinama. Motori turbomlažnog tipa obešeni su nisko ispod krila i istureni dosta unapred. Ogromne količine goriva smeštene su u unutrašnjosti krila. Valja napomenuti kao karakteristiku još i tako brojnu i složenu elektronsku opremu da njeni cena prevazilazi cenu samog aviona.

*Transportni avioni.* Vojni transportni avioni po osnovnoj konstruktivnoj ideji ne razlikuju se mnogo od civilnih transportnih aviona. Razlika je više u izvesnim detaljima koji proističu iz praktičnih uslova upotrebe i eksploracije. Tako su, pored osnovnog pitanja kapaciteta nosivosti, važni i uslovi brzog utovara i istovara glomaznih i teških tereta, a naročito vozila. Zbog toga se u ovoj vrsti najčešće primenjuje skraćeni zdepasti trup sa širokim vratima po celoj širini trupa, a često i spreda i straga po jedna velika vrata, kao i specijalne rampe i dizalice za utovar vozila. Pored toga, ovi avioni snabdeveni su i uredajima za izbacivanje opreme pomoći padobrana, kao i celih padobrinskih jedinica. Ovakvi transportni avioni dobijaju danas u vojnoj upotrebi sve veći značaj i sve šire polje rada. Oni su danas u modernoj vojsci nezamenljivi za potrebe vazdušnog desanta, a naročito u slučaju snabdevanja isturenih odjeljenja u nepristupačnim predelima. Uz to, oni se mogu vrlo korisno da upotrebije i u sanitetskoj službi za brzi transport ranjenika i bolesnika.

#### KONSTRUKCIJSKA ANALIZA

Iako konstruisanje aviona počinje tek posle izrade načelnog projekta, konstruktur već pri izradi načelnog projekta vodi računa

i o osnovnim pitanjima konstruktivne problematike zamišljenog projekta i sve probleme rešava kompleksno, zbog njihove tesne međusobne povezanosti. Konstruktur se nameće istovremeno veliki broj vrlo raznolikih problema koji su, uz to, najčešće u oprečnom međusobnom odnosu, a svi moraju biti rešavani u celine i istovremeno, posmatrajući ceo zadatak sa zajedničkog opštег stanovišta. Tako je, praktično uvezši, konačan uspeh jednog projekta, odnosno cele konstrukcije, u suštini rezultat kompromisa, odnosno rezultat uspešnosti svih procena i zbiru svih učenjih pojedinačnih kompromisa.

Za praktičan uspeh konstrukcije jednog aviona potrebno je zadovoljiti mnoge i raznovrsne uslove, među kojima su najvažniji: 1. dobar opšti aerodinamički efekat, tj. dobre performanse, aerodinamičke osobine i ponašanje aviona u letu i na zemlji; 2. dovoljna čvrstoća (otpornost) konstrukcije, koja je predvidena kako uslovima teorijskih proračuna tako isto i opštima uslovima praktične primene i eksploracije; 3. potpuni kontinuitet čvrstoće celog nosećeg sistema uz celishodnost izvesne gradacije stepena čvrstoće, odnosno otpornosti pojedinih organa i elemenata, a prema njihovoj važnosti i funkciji; 4. kao jedan od najbitnijih uslova za uspeh projekta: mala sopstvena težina konstrukcije, dakle svedenje mrtvog tereta na najmanju moguću meru; 5. pristupačnost pri montaži i demontaži, mogućnost lakog pregleda delova, njihove opravke i zamene.

Za izradu projekta aviona, za njegov aerodinamički i statički proračun, kao i za procenu i diskusiju ma kakve konstrukcije, potrebni su u samom početku sledeći osnovni podaci: 1. ukupna predviđena težina aviona u letu ( $G$  u kp), 2. raspoloživa motorna pogonska snaga ( $P$  u KS), 3. ukupna noseća površina krila ( $S$  u  $m^2$ ) i 4. aerodinamičke karakteristike aviona izražene u obliku polare aviona.

Radi lakše i prostije manipulacije sa prednjim osnovnim podacima, njihovog boljeg razumevanja i praktične primene, a naročito za slučajevne komparativne diskusije i procene raznih tipova konstrukcija, iz prednjih osnovnih podataka izvedene su praktične pomoćne karakteristike aviona u sledećim oblicima: a) opterećenje po površini ( $G/S$  u  $kp/m^2$ ), b) opterećenje po snazi ( $G/P$  u  $kp/KS$ ), c) snaga po površini ( $P/S$  u  $KS/m^2$ ).

Prve dve od ovih pomoćnih karakteristika obično su takve da što je jedna veća, druga je manja, a treća karakteristika ( $P/S$ ) proističe iz prve dve kao njihov odnos.

Za predstavu reda veličine ovih karakteristika, evo njihove savremene ekstremne vrednosti: za spore avione relativno male snage:  $(G/S)_{\min} = 30 \text{ kp/m}^2$  i  $(G/P)_{\max} = 12 \text{ kp/KS}$ , za brze avione velike snage  $(G/S)_{\max} = 400 \text{ kp/m}^2$  i  $(G/P)_{\min} = 1,2 \text{ kp/KS}$ .

Za dobru konstrukciju aviona postoje dva bitna uslova koji leže u domenu konstruktorskih moći i na kom polju on treba da postigne uspeh. To su: prvo, sama aerodinamička konceptacija načelnog projekta, tj. osnovni aerodinamički oblik celine aviona, i drugo, pitanje ostvarene sopstvene težine same konstrukcije, tj. u krajnjoj liniji ukupne težine aviona u letu.

Razlika između sopstvene težine samog aviona sa posadom, gorivom i mazivom, s jedne strane, i dopuštene ukupne težine u letu, s druge strane, predstavlja ukupan mogući i dopušteni tovar (koristan, platežni teret). Prirodno je da će ovaj iznos tovara biti utočište veći ukoliko avion bude lakše izrađen (naravno, ne na račun smanjene čvrstoće). Ako se ova razlika, koja predstavlja stvaran kapacitet nosivosti aviona, izrazi u odnosu na ukupnu težinu aviona, onda iz stečenog iskustva sleduju ove srednje vrednosti nosivosti pojedinih vrsta aviona: borbeni - lovački jednosedni  $\sim 25\%$ , ratni avioni raznih vrsta  $\sim 33\%$ , sportski, turistički i školski  $\sim 35\%$ , transportni avioni  $\sim 40\%$ . Iz toga se vidi veliki ideo sopstvene težine aviona, tj. mrtvog tereta, što još jače podvlači važnost i potrebu lake gradnje.

Tako, pravilna podela i analiza svih težina u predviđenom projektu aviona, kao i procena pojedinačnih težina svakog važnijeg dela, predstavlja prvi i osnovni korak pri početku konstruktorskog rada.

Za prvu procenu težina konstruktur se mora poslužiti praktičnim iskustvom i vrednostima sličnih već praktično ostvarenih konstrukcija.

Za sam početak ili proveru mogu se za prazan avion (planer i motorsku grupu) uzeti sledeće srednje statističke vrednosti poje-

dinačnih težina u procentima od ukupne tonaže aviona: planer (zmaj) bez motorske grupe od 28 do 35%, krilo (noseći sistem) od 12 do 18%, trup aviona od 7 do 10%, hidroplanski čamac od 10 do 12%, repne površine od 2 do 3%, stajni organi (fiksni) od 5 do 6%, stajni organi (uvlačivi) od 6 do 8%.

Posle određivanja opšte aerodinamičke koncepcije aviona, kao i težinske analize svih glavnih organa i celog aviona, počinje stvaran konstruktorski rad na razradi svih organa i njihovog statičkog proračuna. Pri tome je potrebno povremeno računskom proverom vršiti kontrolu predviđenih težina pojedinih važnijih organa, a na osnovu usvojenih i proračunatih dimenzija pojedinih važnijih nosećih elemenata.

#### Krilo — noseći sistem aviona

Krilo predstavlja najbitniji organ aviona, koji mu svojim aerodinamičkim dejstvom omogućuje održavanje u vazduhu; otuda i njegova definicija kao nosećeg sistema. Kako je krilo, pored svoje osnovne i bitne važnosti, istovremeno i po vlastitoj težini obično najteži organ aviona, to i sve karakteristike i osobine aviona zavise uglavnom od uspeha konstrukcije krila, odnosno od njegovih aerodinamičkih karakteristika.

**Aeroprofil krila.** Aerodinamičke osobine krila zavise, opet, od njegovog opštег oblika, a naročito od osobina izabranog poprečnog preseka, odnosno aeroprofila krila. Razvitak i usavršavanje aeroprofila doživeli su za pola veka avijacije znatan napredak, ali je rad na tome i sada još uvek u snažnom zamahu i razvoju, naročito u vezi sa naglim porastom brzina u nadzvučnoj zoni. Danas je situacija takva da praktično za svaku klasu aviona, odnosno svaki domen brzina (izuzev nadzvučnih), imamo na izboru dovoljan broj pogodnih tipova aeroprofila.

Ulaskom u domen brzine zvuka pojavljuju se naglo fenomeni stišljivosti vazduha sa svim svojim štetnim posledicama. U stvari, ove štetne pojave na aeroprofilima pojavljuju se još mnogo ranije i pre granice brzine zvuka, iz prostog razloga što je za stvaranje aerodinamičkog uzgona na krilu potrebna izvesna cirkulacija oko aeroprofila, pri kojoj su lokalne brzine na pojedinim tačkama aeroprofila veće od relativne brzine kretanja samog aeroprofila kroz vazduh. Tako će npr. za neki obični aeroprofil već u blizini 2/3 brzine zvuka (tj. oko 750 km/h) na pojedinim mestima nastupiti lokalne brzine zvuka sa svim svojim štetnim posledicama. Ova praktična granica je za svaki aeroprofil drukčija, i kako je vrlo važna, ona se mora dobro proučiti, naročito za avione većih brzina.

Krilo svakog normalnog aviona predviđeno je za letenje u vrlo velikom dijapazonu napadnih uglova. Tako npr. pri vertikalnom obrušavanju krilo leti sa uglom nultog uzgona, koji se kreće od  $0^\circ$  do  $-3^\circ$ . Pri najvećoj horizontalnoj brzini ono obično leti sa uglovima od  $1^\circ$  do  $3^\circ$ , u zavisnosti od aeroprofila i površine krila. Pri ekonomičnoj brzini krstarenja krilo leti sa uglovima od  $3^\circ$  do  $5^\circ$ , a u penjanju sa uglovima od  $10^\circ$  do  $14^\circ$ . Pri letu sa minimalnom brzinom napadni uglovi odgovaraju temenu polare aviona, tj. iznose  $15^\circ\text{--}18^\circ$ . Pri sletanju aviona, radi sigurnosti, izbegava se iskorишćavanje minimalne brzine, jer je let sa minimalnom brzinom najopasniji od svih faza leta (zbog opasnosti gubitka brzine), pa se sleće sa nešto manjim uglovima, usled čega je praktična brzina sletanja obično nešto malo veća od minimalne brzine, ukoliko uticaj blizine zemlje ne kompenzuje tu razliku. Za velike brzine, naročito nadzvučne, sada su u toku stvaranja i razvijati novi tipovi tzv. *laminarnih aeroprofila*, čije se geometrijske odlike po spoljašnjem izgledu, pored smanjenja radijusa napadne ivice, uglavnom sastoje u pomeranju položaja maksimalne debljine unazad. Time se pomera i tačka prelaza laminarnog u turbulentni granični sloj, odnosno povećava se zona laminarnog graničnog sloja. Iz toga proističe manji koeficijent površinskog trenja po celom aeroprofilu i konačno manji ukupni profilni otpor takvog aeroprofila, pa i celog krila.

**Oblik krila.** Pored osnovne uloge izabranog preseka odnosno aeroprofila nekog krila, drugi je bitni uslov njegova kvaliteta pravilan izbor oblika krila. Glavne koncepcije oblika (konture) krila navedene su u sl. 40.

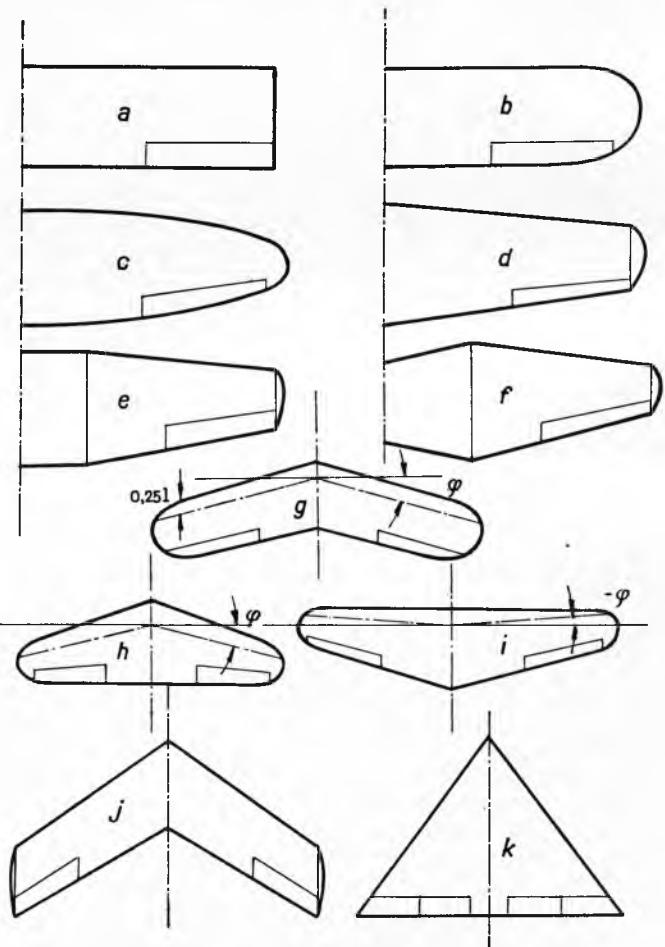
Konstruktivno najprostiji ali aerodinamički najnepovoljniji oblik predstavlja pravougaonik prikazan u sl. 40 a. U cilju popravke njegovog nepovoljnog opticanja oko ivica primenjuje se

oblik sa zaobljenim ivičnjacima, sl. 40 b. Na sl. 40 c prikazan je eliptičan oblik koji je u aerodinamičkom pogledu najpovoljniji, ali je konstruktivno nepovoljan. Međutim, skoro isti aerodinamički efekat (eliptična raspodela uzgona) može se postići na mnogo zgodniji i prostiji način primenom trapeznog oblika, sl. 40 d, uz pomoć vitoperenosti krila. Svi ostali navedeni oblici su u stvari kombinacije prednjih osnovnih kontura, izuzev oblika delta-krila (trougla) prikazanog na sl. 40 k.

Na kraju valja napomenuti veliki uticaj tzv. *strele* krila na njegovo ponašanje, a naročito na uslove stabilnosti. Iznos strele definiše se kao ugao koji zaklapa linija aerodinamičkih centara aeroprofila krila sa pravom upravnom na osu krila. Ove vrednosti mogu biti pozitivne ili negativne. Taj je ugao na sl. 40 g, h, i označen sa  $\varphi$ .

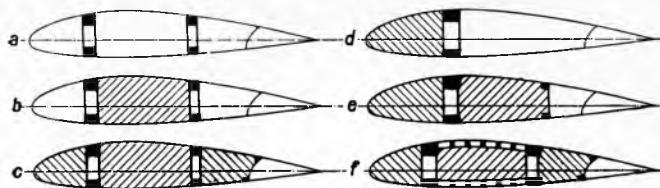
Sem toga, valja istaći i značaj oblika celog krila u prednjoj, čeonoj projekciji. Tu se retko kad krilo ostavlja potpuno ravno, nego se obično primenjuje tzv. *pregib* krila, na taj način što se polutke krila blago uzdignu od korena prema ivičnjacima. Ovakav pregib igra važnu ulogu u ponašanju aviona u zaokretima i spiralama.

**Struktura krila.** Da bi se jedan povoljno izabrani i nacrtani aerodinamički, odnosno geometrijski oblik krila mogao i materijalno izraditi i ostvariti, potrebna mu je i noseća unutrašnja materijalna struktura. Kako krilo treba da ponaviše izdržava transverzalne sile, odnosno sile aerodinamičkog uzgona, dakle da radi pretežno na savijanje, to se za osnovu nosećeg kostura postavljaju u šupljinu krilnog prostora jake grede, nosači, koje se zovu *remenjače*. Ramenjače su radi boljeg iskorišćenja i veće nosivosti obično postavljene uspravno (nasatke), i samo u redim slučajevima jako opterećenih krila sa tankim aeroprofilom dobijaju više kvadratasti oblik preseka. Najčešće se postavljaju jedna ili dve ramenjače, a ponekad i više. U izvesnim slučajevima izuzetno pojačane kore, ramenjače mogu znatno da atrofiraju u svojim dimenzijama.



Sl. 40. Oblici krila aviona

Za stvaranje oblika preseka, odnosno aeroprofila, između ili preko ramenjača postavljaju se *rebra*, koja predstavljaju neobično proste i luke elemente pločaste ili rešetkaste konstrukcije. Pored toga što održavaju oblik aeroprofila, prenose lokalna opterećenja sa pojedinih sekacija površine krila neposredno na ramenjače.



Sl. 41. Vrsti drvene konstrukcije krila

Konačno, kao treći osnovni deo unutrašnje konstruktivne strukture krila dolazi spoljna *kora* ili *prevlaka*, koja se postavlja preko rebara definitivno dovršavajući oblik krila i dajući mu spoljnu površinu. Ova spoljna prevlaka (oplata) može biti ili u obliku impregnisanog i lakiranog lanenog platna ili u obliku krute, tzv. noseće kore — opalte — od drvene lepenke ili duralskog lima. Ovaj oblik noseće kore ima preim秉tvo nad platnom da pored običnog transverzalnog opterećenja može da prenosi i jače opterećenje u svojoj ravni, odnosno u ravni krila, prema tome ukrućuje celu konstrukciju krila kao zatvorenu kutiju, povećavajući joj znatno otpornost prema uvijanju (torziji).

Pored ovih glavnih, osnovnih delova noseće strukture krila, ima i delova koji ne moraju da postoje u svakoj konstrukciji: *čena letva* (napadna ivica u aerodinamičkom smislu), *ivičnjaci* (ili spoljni lukovi) i *izlazna ivica* krila, zatim sistem unutrašnjih

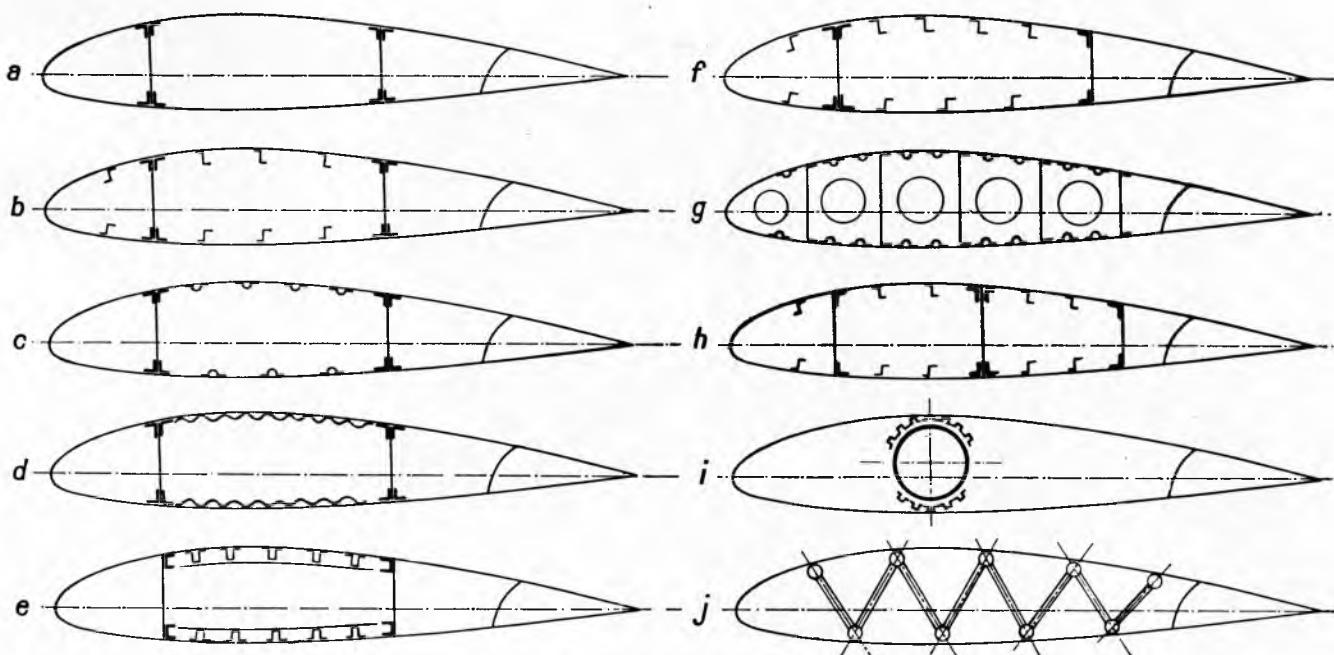
*žičanih zatega* u ravni krila (ovo samo u slučaju platnene prevlake).

Što se tiče osnovne konstruktivne koncepcije i dispozicije glavnih nosača-ramenjača, njihovog broja i učešća, odnosno konstruktivne saradnje sa nosećom korom, postoje vrlo raznolike i mnogobrojne konstruktivne kombinacije, počev od jedne pa do većeg broja ramenjača. Pri tome treba napomenuti da je u slučaju primene jedne ramenjače neophodno potrebno obezbediti dovoljnu otpornost krila prema torziji uz pomoć noseće kore, u vidu zatvorenih torziona kutija.



Sl. 42. Drvena konstrukcija krila aviona "Mosquito"

like i mnogobrojne konstruktivne kombinacije, počev od jedne pa do većeg broja ramenjača. Pri tome treba napomenuti da je u slučaju primene jedne ramenjače neophodno potrebno obezbediti dovoljnu otpornost krila prema torziji uz pomoć noseće kore, u vidu zatvorenih torziona kutija.

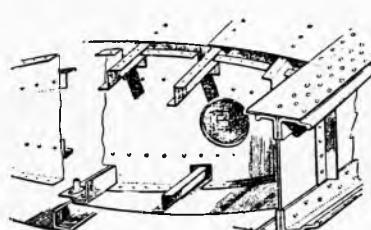


Sl. 43. Vrsti konstrukcija krila od lakih legura

Na sl. 41 prikazane su razne i uobičajene mogućnosti dispozicija osnovne strukture, sa nosećom korom i bez nje, i to samo za slučajeve drvene konstrukcije krila. Izvedba prema a predviđena je za platnenu prevlaku, prema b i d za mešane prevlake, platno i koru, a prema c i f za potpuno prevlačenje lepenkom, tj. krutom korom.

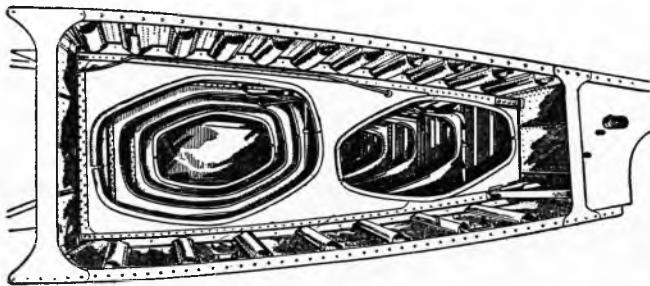
Sl. 42 predstavlja presek drvene konstrukcije krila aviona "Mosquito" izvedene prema izvedbi sl. 41 f. Kako se vidi na slici, donja površina ima jednostruku a gornja dvostruku drvenu koru sa drvenim levicama ubaćenim između slojeva lepenka koji formiraju oplatu gornjake krila.

U slučaju metalne konstrukcije od lakih legura postoji također mnogo raznih dispozicionih mogućnosti, koje su navedene na sl. 43. Koncepcija prema a predstavlja u stvari realizaciju ranijih konstrukcija sa platrenom prevlakom. Izvedbe od b do h odgovaraju koncepcijama sa nosećom limenom korom. Radi racionalnijeg iskorišćenja kore po mogućnosti i u aksijalnom pravcu, a ne samo u tangencijalnom, uvođe se u ovakve konstrukcije i razne *uzdužnice* (stringeri) raspoređene paralelno sa ramenjačama. One imaju zadatak da ukrute odnosno stabilizuju limene površine smanjujući slobodna polja izložena izvijanju. Količina, profil i raspored ovih uzdužnica su veoma raznoliki. Interesantno je podvući izvedbu e, koja predviđa udvojenu koru u području među ramanjačama, a između ramanjača su gusto umetnuti stringeri koji ih organski povezuju stvarajući neku vrstu "sandvič-konstrukcije". Kako svaki presek uzdužnice prima deo aksijalnog opterećenja kore, to on istovremeno delimično rastereće pojaseve ramanjača, tako da sa povećanim udelom uzdužnica

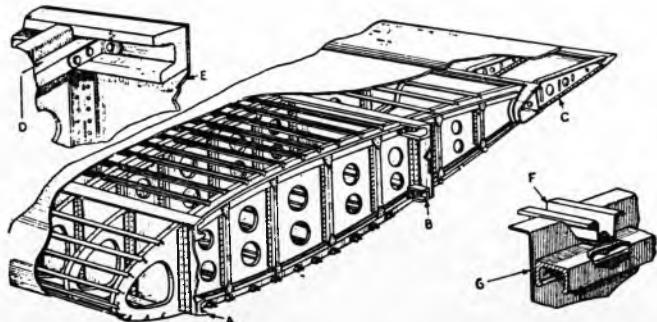


Sl. 44. Primer duralske konstrukcije krila sa korom pojačanom pomoću uzdužnica oblika Z

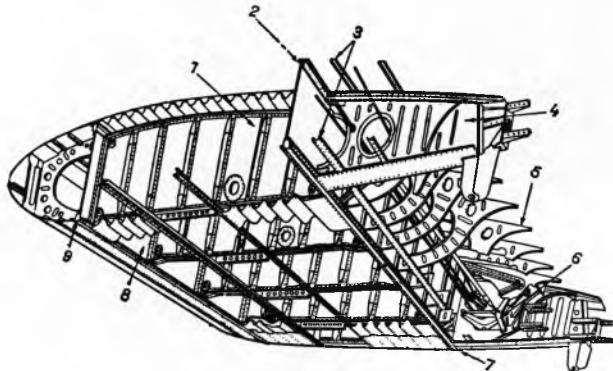
ramenjače u preseku mogu da budu znatno slabije. Takav interesantan slučaj prikazan je pod g, gde su ramanjače znatno atrofirane, tj. pretvorene u obične limene profile. Izvedba i predstavlja neobično rešenje; u njoj je sistem ramanjača zamjenjen limenom cevi koja ima lokalna pojačanja pomoću uzdužnica po gornjoj i donjoj svojoj periferiji. U ovom slučaju pruža se mogućnost praktičnog iskorišćenja cevi kao rezervoara goriva neobično velikog kapaciteta. Konačno, izvedba j predstavlja jedno originalno rešenje firme "Junkers" koje je danas već zastarelo i ispalо iz



Sl. 45. Primer duralske konstrukcije krila sa korom pojačanom pomoću uzdužnica oblika pola cevi

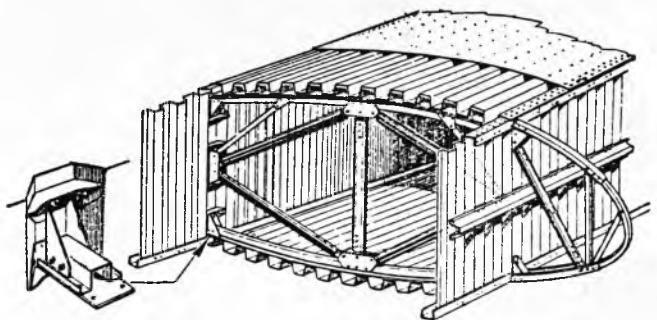


Sl. 47. Primer duralske konstrukcije krila sa korom pojačanom gustim uzdužnicama. A, B, E ramenta, C rebro krilca, D, G uzdužnica, F uzdužnica



Sl. 46. Primer duralske konstrukcije krila sa korom pojačanom pomoću uzdužnica od valovitog lima. 1 i 7 rebro krila, 2 i 9 ramenta, 3 uzdužnice, 4 podupora okova za vezu zakrilca, 5 završetak rebra u području zakrilca, 6 mehanizam za zakretanje zakrilca, 8 lim ramenta

upotrebe. Osnova koncepcije sastoji se u nosećem kosturu sastavljenom od nekoliko cevi koje formiraju gornji i donji oblik aeroprofilnog krila. Preko tih cevi navuće se limena kora od uvaljanog talasastog lima koja, tako ukrućena, formira oblik odnosno aeroprofil krila i na taj način ušteđuje posebna rebra. Zbog slabog aerodinamičkog efekta, kao i uslova tehnološkog postupka pri fabrikaciji, ova koncepcija je praktično napuštena još pre 20 godina.



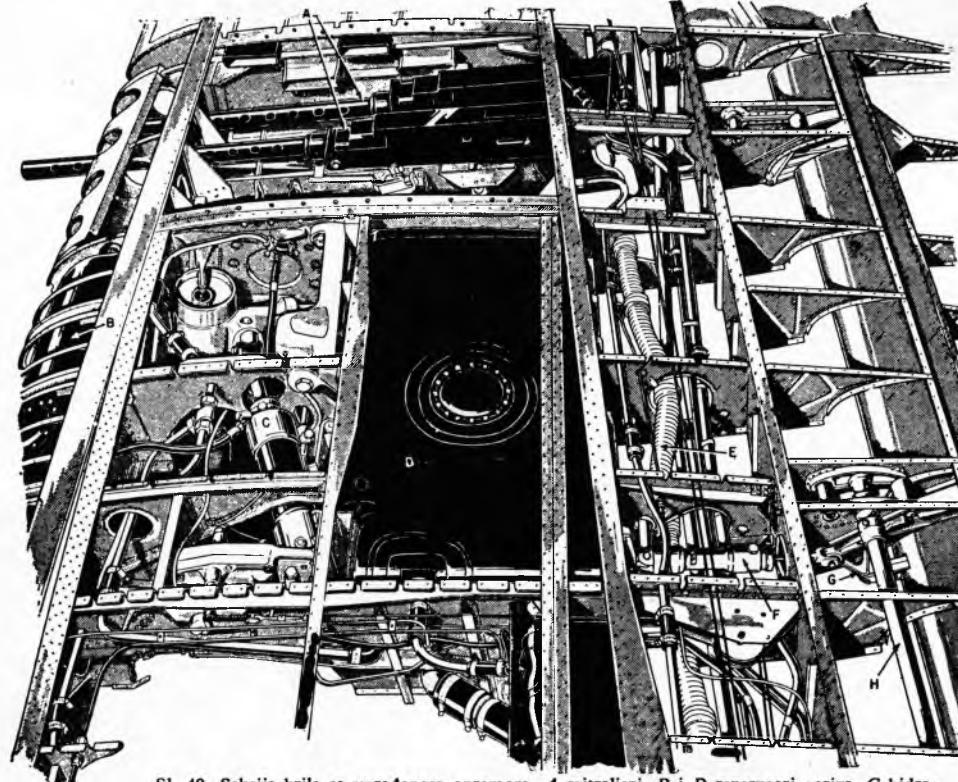
Sl. 48. Primer duralske konstrukcije krila sa pojačanom dvostrukom korom

U sl. 44 predstavljen je sektor krilne konstrukcije koja odgovara izvedbi b, sl. 43, sa jasno prikazanim preseccima ramenta i uzdužnica. Sl. 45 prikazuje realizaciju unutrašnje strukture prema izvedbi c, a sl. 46 konstruktivnu koncepciju jedne veće sekcije krila prema izvedbi d. Na sl. 47 prikazana je unutrašnja struktura jednog krila većih dimenzija (bombardera) čija konstruktivna koncepcija odgovara kombinaciji između izvedbi b i e, s tim što ne postoji dvostruka kora, nego samo guste uzdužnice, dok se na sl. 48 vidi već mnogo potpunija konstrukcija u stilu izvedbe e. Na sl. 50 prikazana je konstruktivna osnova i struktura celog krila sa tri ramenta, dakle potpuno u stilu izvedbe h. Radi jasnoće i bolje preglednosti, na slici su ispušteni uzdužniči i cela noseća kora.

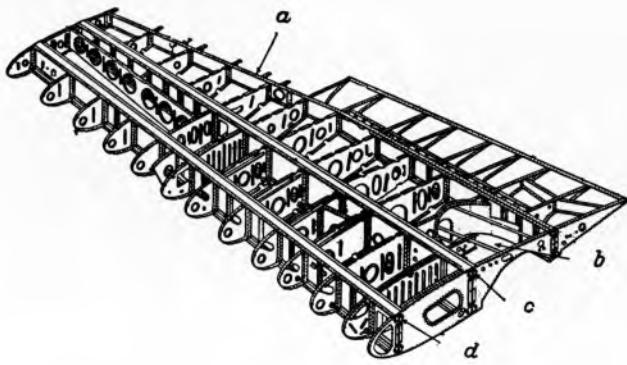
Ovako uprošćena konstrukcija krila izgleda na prvi pogled vrlo jednostavna, u stvarnosti ona je složena, jer pored konstruktivne osnove, u modernim avionima treba u krilo ugraditi mnoštvo stvari za koje treba stvoriti mesta, pa pored takvih rupa i otvora predviđati i kompenzacione pojačanja. Obično i najčešće se radi o uvučenom stajnom trupu, rezervorima goriva, oružju i municiji itd. Da bi se dobila realnija slika stvarnosti, jedna takva sekcija potpuno opremljenog krila — sa skinutom gornjom korom — prikazana je na sl. 49.

U cilju racionalne fabrikacije, kao i za slučajevе potrebe luke zamene pojedinih krila ili njegovih delova, krilo se danas obično nikad ne pravi od jednog dela, nego se deli u dva ili tri dela, tako da se u slučaju loma jedne strane odgovarajući deo može brzo i lako da zameni rezervnim delom bez skidanja celog krila. Ovi spojevi za vezu krila mogu se ugraditi na dva mesta: ili u samom korenu krila, (iza sam trup) ili na krajevima tzv. *centroplana*, tj. centralnog dela krila koje je organski vezano sa trupom u jednu celinu. Postoji i treći način, iako vrlo redak, da se sastav dvaju simetričnih polutki krila spaja u samoj ravni simetrije aviona, odnosno trupa.

Kako ramenta predstavljaju glavne noseće grede koje prenose momente savijanja, to se i okovi za vezu prirodno ugraduju na krajevima ramenta. Slika 51 predstavlja tipičan primer klasičnog konstruktivnog izvođenja okova za vezu prednje i zadnje

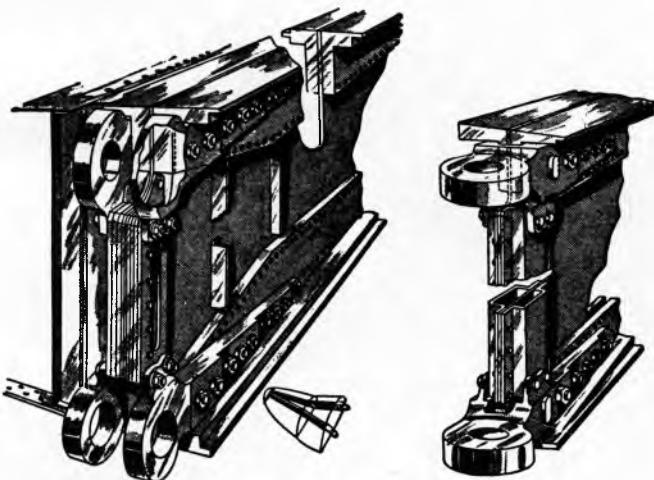


Sl. 49. Sekcija krila sa ugradenom opremom. A mitraljezi, B i D rezervoari goriva, C hidraulični cilindar stajnog trupa, E dovod toplog vazduha za grijanje oružja, F hidraulični pogonski cilindar zakrilaca, G transmisija pogona zakrilaca, H osovina pogona zakrilaca



Sl. 50. Struktura krila sa tri ramenjače. a pomoćna ramenjača, b usek za stajni trap, c zadnja ramenjača, d prednja ramenjača

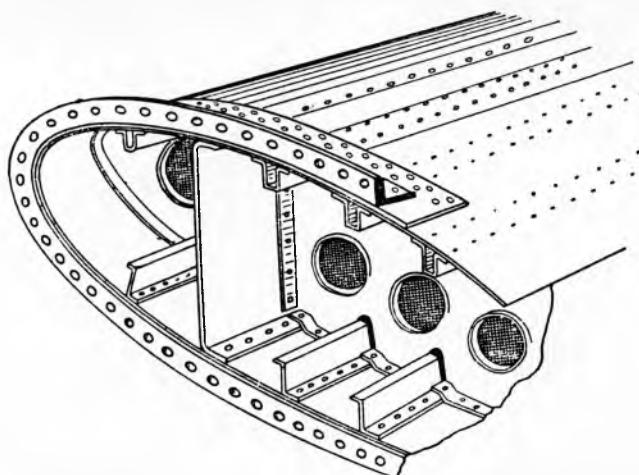
ramenjače. Izmena pravaca svornjaka za vezu na prednjoj i zadnjoj ramenjači izvedena je u ovom slučaju iz dva razloga: zbog skre-



Sl. 51. Okov veze ramenjače

tanja pravca jedne ramenjače kao i iz opšteg razloga fabrikacijskih pogodnosti, odnosno proširenja mera fabrikacijskih tolerancija potrebnih za preciznu montažu.

Pored ovog najčešćeg slučaja veze krila preko ramenjača, navećemo i drugi ekstremni slučaj, kad su ramenjače potpuno atrofisale kao u izvedbi g na sl. 43. U ovom slučaju aksijalne sile se raspoređuju po celoj gornjoj i donjoj pojačanoj kori i odgovarajućim uzdužnicama, te bi prema tome bilo vrlo neracionalno da se pokušaju ponovo koncentrisati u pojedinačne okove. Umesto toga kora se po gornjem i donjem obimu nešto lokalno pojača, na



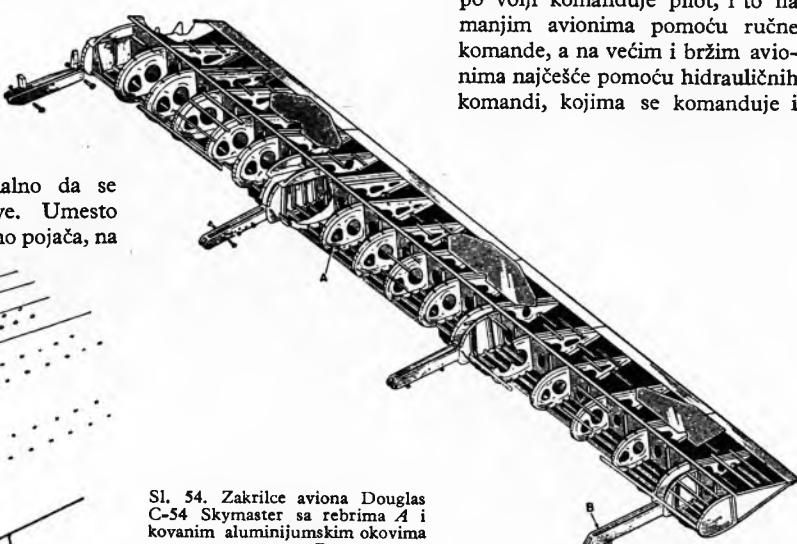
Sl. 52. Koren metalnog krila sa naročitim načinom veze zavrtnjima preko celog obima krila

nju se veže jedan jači ugaonik te se on direktno vezuje velikim brojem zavrtača za odgovarajući ugaonik predviđen na centroplanu. Ovakav način veze vrlo je solidan i pouzdan zbog preko-brojne količine zavrtača, a montažne tolerancije su vrlo grube. Jedina nezgoda je čisto aerodinamičke prirode, jer se ugaonici i svi zavrtnji nalaze izvan aeroprofilu krila u slobodnoj vazdušnoj struci, kao što se vidi na sl. 52.

**Sistemi hiperpotiska.** Velike brzine savremenih modernih aviona postignute su dobrim delom smanjenjem noseće površine krila, odnosno znatnim porastom specifičnog opterećenja krila ( $G/S$ ). Ali ovaj postupak istovremeno uzrokuje i povećanje minimalne brzine koja je merodavna za slučaj sletanja aviona. Radi kočenja i smanjenja te minimalne brzine, danas se na svim bržim avionima primenjuju tzv. sistemi hiperpotiska, koji se sastoje od izvesnih komandovanih elemenata, što se sve uglavnom sudi na deformaciju skeletne linije osnovnog aeroprofilu krila. Sem toga što povećavaju uzgon, ovi sistemi dejstvuju i kao vazdušne kočnice, jer pored uzgona povećavaju i otpor krila (sl. 53). Na taj se način prvobitna osnovna polara znatno pomera u desnu stranu, a vrednosti novih koeficijenata se povećavaju, odakle proističu manje vrednosti minimalnih brzina, pa prema tome i manja brzina sletanja. Sem toga dejstva važan je i ugao sletanja (ugao planiranja) koji je određen tzv. finesom polarne, dobijenom pomoću tangente iz pola na polaru. Dejstvom sistema hiperpotiska ova finesa se znatno smanjuje, što odgovara povećanju ugla planiranja pri silasku, odnosno mogućnosti sletanja na kraću stazu pod strmijim uglom.

Sistemi hiperpotiska obično se izvode u vidu zakrilaca (konstruktivno praktično jednakih sa krilicima) ili specijalnih kapaka na izlaznoj ivici krila, zatim u obliku pretkrilaca koja dejstvuju svojim odmicanjem od krilne površine i stvaranjem specijalnog procepa - kanala sa pojačanom cirkulacijom, ili konačno u zajedničkoj kombinaciji oba načina. Na sl. 54 i sl. 55 prikazana su dva primerka izvedenih zakrilaca sa odgovarajućim okovima za vezu. U punom dejstvu oni se obaraju naniže za  $45\text{--}60^\circ$ .

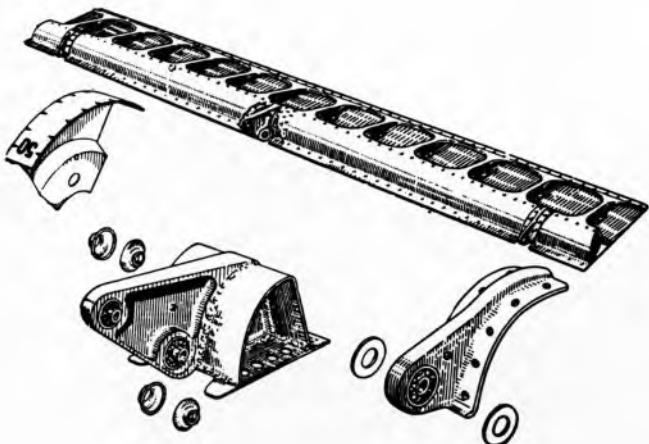
Svi ovi sistemi izvedeni su tako da njima u slučaju potrebe po volji komanduje pilot, i to na manjim avionima pomoću ručne komande, a na većim i bržim avionima najčešće pomoću hidrauličnih komandi, kojima se komanduje i



Sl. 53. Polare krila: normalna polara i polara krila sa sistemom hiperpotiska

uvlačenje stajnih organa. Oni se redovno primenjuju pri sletanju, za koje su uglavnom i predviđeni. Međutim, veliki porast otpora istovremeno sa uzgonom ograničava njihovu upotrebu u slučaju poletanja, te se zato u zaletu upotrebljavaju samo u izuzetnim slučajevima, i to sa znatno smanjenim uglom obaranja.

**Krilca.** Sem prednjih sistema i pored njih, ili čak i bez njih, postoji jedan funkcionalno još važniji i bitniji organ krila, a to

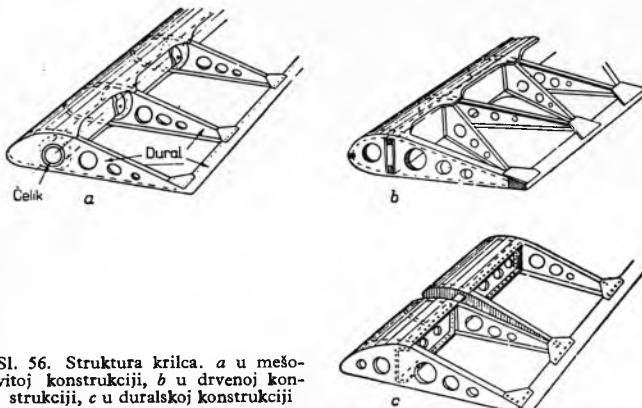


Sl. 55. Zaprile od zakovanog lima, bez rebara, sa privarenim okovima za vezu

su *krilca*. Krilca su u stvari organi poprečne krme koji svojim suprotnim dejstvom (dok krilce na jednoj strani krila ide nadole na drugoj ide nagore) obezbeđuju potreban pogonski moment za obrtanje aviona oko uzdužne ose. Ovaj pogonski moment stvara se tako da se pokretanjem krilaca menjaju krivine aeroprofil (odnosno skeletne linije) na obe strane krila, i to u suprotnom smislu. Tako strana krila sa oborenim krilcem stvara aeroprofil povećane krivine, pa prema tome i većeg uzgona, dok suprotna strana radi obratno. Tako se kao posledica razlike uzgona između obe strane stvara obrtni moment oko uzdužne ose krila.

Uslovi dobrog funkcionisanja i efikasnosti krilaca kao poprečne krme vrlo su kompleksni i kao glavni parametri koji ih uslovjavaju mogu se navesti: a) dimenzije krilaca, njihov oblik i proporcije, naročito u odnosu na proporcije njima odgovarajućeg krila; b) ugao obaranja krilaca naniže i naviše i njihov pravilan odnos; c) napadni ugao leta samog krila; d) položaj obrtnice ose krilca i oblik procepa između nepomičnog krilnog dela i pomičnog čeonog dela krilaca; e) oblik i površina ivičnjaka krila.

Konstrukcija krilaca (sl. 56) potpuno je analogna konstrukciji krila, s tim što su ona, budući da su znatno slabije opterećena nego



Sl. 56. Struktura krilaca. a u mešovitoj konstrukciji, b u drvenoj konstrukciji, c u duralskoj konstrukciji

krila, obično izvedena sa samo jednom ukrućenom rameњačom, normalnim rebrima i izlaznom ivicom. U većini slučajeva za krilca je dovoljna i platnena prevlaka sa odgovarajućom impregnacijom. Izrađuju se od drveta, lakih legura tipa AlCuMg (dural) ili čeličnih cevi, a mogu biti i mešovite konstrukcije, obično čelika i durala.

### Trup

Trup je centralni organ aviona koji služi za smeštaj posade, uredaja i tovara, a najčešće i za vezu krila sa repnim površinama.

U slučaju trupa prikraćenog u vidu gondole, ova veza između krila i repa ostvaruje se pomoću posebnih greda ili pomoćnih trupova smanjenog preseka. U ovom slučaju dolazi automatski do primene udvojenih vertikalnih repnih površina, budući da se tu radi najčešće o dvomotornim mašinama.

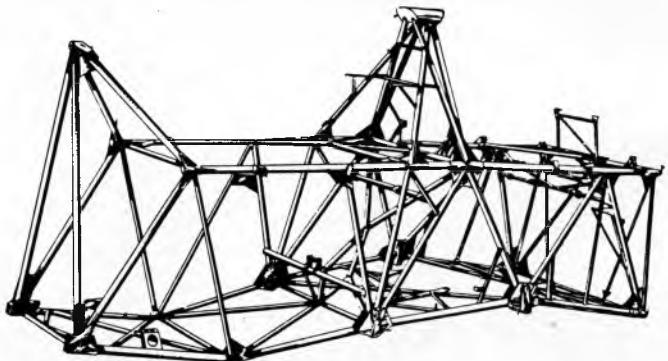
U prvobitnoj klasičnoj svojoj koncepciji, u jednomotornim avionima (a docnije i u tromotornim), trup nosi istovremeno i celokupnu motornu grupu, koja je najčešće ugrađena u njegovom čeonom delu, a u redim slučajevima na kraju, radi primene potisne elise. U ovom poslednjem slučaju primenjuje se prikraćeni trup sa pomoćnim gredama — nosačima repa.

U slučaju višemotornih aviona, i to aviona sa parnim brojem motora, koji je danas redovan, motorna grupa izdvaja se potpuno iz trupa i premešta u krila. Tim se postiže: bolji aerodinamički oblik trupa, racionalnije iskorišćenje trupnog prostora, mnogo bolja vidljivost i preglednost iz oslobođenog kljuna trupa na sve strane, bolji stepen dejstva elise, znatno čistiji vazduh i smanjena buka u trupu.

Po osnovnoj konstruktivnoj koncepciji trupovi se dele na tri vrste: *rešetkasti tip konstrukcije*, *kutijasti tip* i *ljuskasti tip*.

Granice između pojedinih vrsta nisu oštro povučene, pa postoji dosta mešovitih kombinacija, naročito u slučaju ljuskastog tipa.

**Rešetkasti tip trupa** okarakterisan je svojim šupljim zidovima, jer su mu sva četiri zida izvedena u obliku rešetkastih nosača. U njemu su izražena četiri ivična uzdužna glavna nosača, koji se

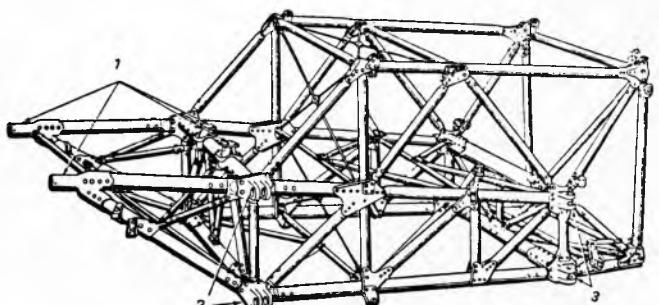


Sl. 57. Cevasta zavarena konstrukcija prednje sekcije trupa

po analogiji sa krilom zovu *ramenjače trupa*. Strane ili zidovi ispunjeni su prečagama i dijagonalama.

Umesto krutih dijagonala često se mestimično umeću ukrštenе žičane zatege, tako da rešetka ima krute i »mekane« sekcije. Ovaj tip rešetkastog trupa može da se izvodi od sve tri glavne vrste konstruktivnog materijala: drveta, durala i čelika, ali je danas njegova izrada ograničena isključivo na čelik, odnosno čelične tankozidne cevi. U ovakvim *cevastim konstrukcijama* osnovni je problem način spajanja cevi i formiranje čvorova. Danas su u primeni dva postupka: autogeno zavarivanje i spajanje pomoću zakivaka i čvornih limova. Jedan primerak prednje sekcije trupa u zavarenoj konstrukciji prikazan je na sl. 57. To je prednji deo jednog dvoseda, posmatran odostrag, na kome treba istaći centralnu pojačanu piramidu, koja služi za zaštitu posade u slučaju preturanja aviona na ledu. Takav način konstrukcije pomoću zavarenih cevi mnogo je prostiji i po težini znatno lakši, ali je sam rad u fabrikaciji mnogo delikatniji i zahteva veće iskustvo, posebnu pažnju i veću kontrolu.

Drugi način — pomoću zakivanja — daje nešto veću težinu, ali je praktičniji i povoljniji za veću serijsku fabrikaciju i sem toga

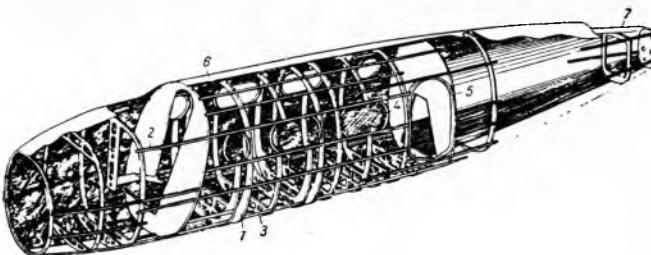


Sl. 58. Cevasta zakivana konstrukcija prednje sekcije trupa lovačkog aviona Hawker Typhoon. 1 nosač motora, 2 veze prednje rameњače krila, 3 veze zadnje rameњače krila

omogućuje upotrebu visokokvalitetnog materijala koji se ne bi mogao variti. Zato se ovaj tip primenjivao više na vojnim (lovačkim) avionima za vreme rata, u velikim serijama. Da bi se više cevi moglo povezati zajedničkim čvornim limovima, potrebno je da se one na svojim krajevima »kvadriraju« tj. da se valjanjem njihov okrugli presek u predelu čvora pretvori u pravougaonik. U cilju uštade težine, samo spajanje odnosno zakivanje izvodi se pomoću specijalnih »čahurastih« zakivaka sa distansijskim cevčicama i cevastim zakivcima ili lozastom šipkom, a samo u specijalnim slučajevima i pomoći završanja sa maticama. Tipičan primerak prednjeg dela lovačkog aviona sa zakivanim spojevima prikazan je na sl. 58.

Sve ove rešetkaste konstrukcije trupa treba da dobiju preko osnovne noseće konstrukcije još i pomoćnu strukturu sa uzdužnicama, preko kojih dolazi platnenja lakirana prevlaka u cilju bolje profilacije, tj. davanja povoljnog aerodinamičkog oblika celini trupa, što delom ide na štetu njihove inače povoljne sopstvene težine.

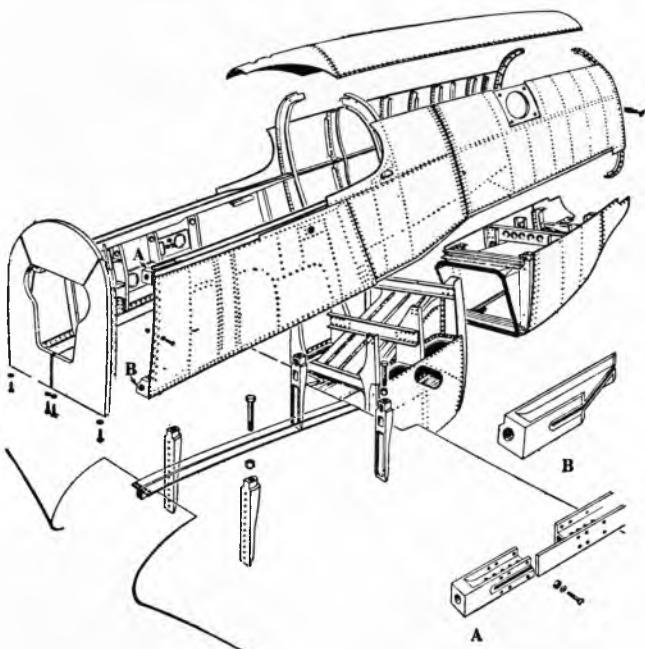
**Kutijasti tip trupa** javlja se po hronološkom redu razvoja posle rešetkastog tipa. Presek ovog tipa konstrukcije trupa je u većini slučajeva pravougaonog oblika, sa eventualnim zaobljenjem gornje, a neki put i donje površine. Njegova konstruktivna karakteristika sastoji se u tome što mu je spoljna površina pokrivena čvrstom i krutom korom, koja je organski vezana sa samim osnovnim nosećim kosturom. Zbog mogućnosti izvijanja bočnih ploča, ova kruta kora ima ograničenu ulogu, pa je za prenošenje aksijalnih naprezanja, npr. savijanja, potreban i jak noseći kostur, koji se sastoji od glavnih nosača, zvanih ramenjača, zatim pomoćnih uzdužnica i okvira trupa. Okviri trupa služe za održavanje oblika preseka, zatim za prijem i prenos lokalnih opterećenja i za smanjenje slobodnih polja kore i uzdužnica. Pored toga, u najjače opterećenim poljima dolaze i dijagonale između pojedinih okvira.



Sl. 59. Drvena ljskasta konstrukcija trupa. 1 okviri trupa, 2 uzdužnice trupa, 3 patosna uzdužnica, 4 okvir prozora, 5 okvir vrata, 6 opata trupa, 7 ležište horizontalnog repa

Sem ovog načina konstrukcije koja se sklapa iz okvira i uzdužnica pa se potom na kalupu prevlači korom, postoji i mogućnost da se pojedine strane grade posebno, kao ploče, pa da se onda kao takve sastavljaju vezivanjem u horizontalnim ravnima pomoći sistemima prečaga i dijagonala.

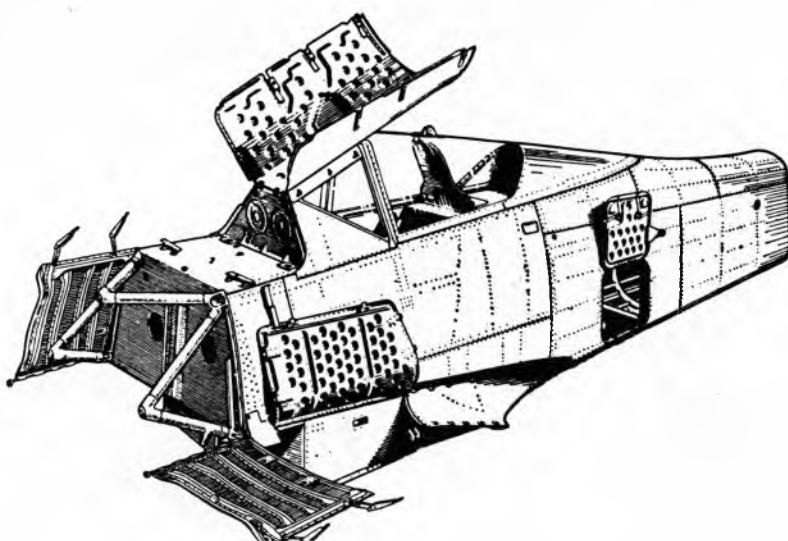
**Ljskasti tip trupa** predstavlja poslednji stepen progresa u konstrukciji trupa. Proistekao je iz težnje da se što racionalnije iskoriste konstruktivski materijal i zapremina trupa. Moderna avijacija zahteva neminovnu profilaciju trupa, obično okruglog ili ovalnog preseka, pa se ubrzo rodila ideja da materijal potreban za spoljnu profilaciju ne bude samo mrtav teret (kao kod rešetkastog tipa) već da se iskoristi i kao noseći element. To utoliko pre što je mera spoljnog preseka profilacije daleko veća od dimenzija unutrašnje noseće osnove, npr. rešetkastog tipa na istom mestu preseka. Ta činjenica omogućava konstrukciju šuplje grede sa mnogo većim slobodnim unutrašnjim prostorom i znatno većim momentima otpornosti grede, kako na uvijanje (torziju) tako i na savijanje. Usled toga može se pomoći same spoljne kore sa dovoljnom debljinom zida ne samo rasteretiti nego i skoro potpuno izbaciti unutrašnja noseća struktura trupa (princip ljske od jajeta — otuda i potiče naziv). To bi bio slučaj idealizovane, teorijske noseće kore, odnosno idealan tip ljske. Međutim, iz brojnih



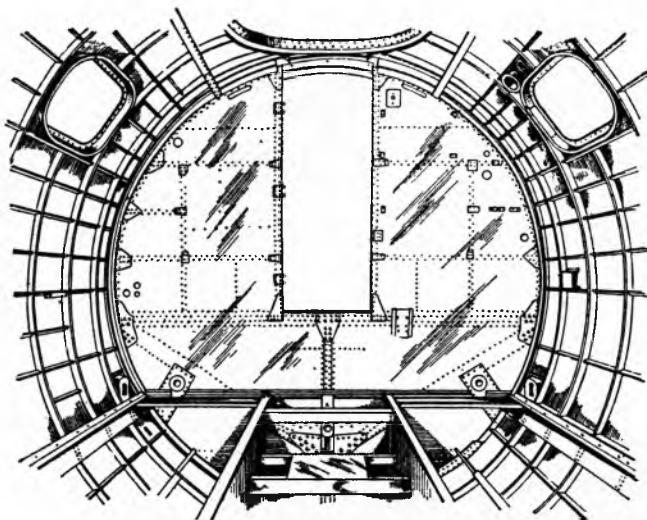
Sl. 60. Prednji deo trupa lovačkog aviona. A i B okovi za vezu nosača motora i požarne pregrade svornjacima

razloga kao što su: lokalna i kritična opterećenja, razni izrezi i rupe, prozori, vrata i sl., praktično je nemoguće potpuno ostvariti idealnu konstrukciju ljskastog tipa bez ikakve unutrašnje strukture. Zato se u ljskastoj konstrukciji redovno primenjuju, u većoj ili manjoj meri, glavni konstruktivni elementi: uzdužnice, normalni, pomoći ili pojačani okviri, kao i specijalna pojačanja i porubi oko isečenih rupa u kori.

Ovaj tip konstrukcije trupa može da se gradi od drveta ili durala. Metalna duralska konstrukcija gradi se tako da se na specijalnom montažnom alatu okviri poredaju i međusobno povežu sistemom uzdužnica, a celi taj osnovni kostur pokrije se pomoći zakivaka limenom duralskom korom. Fabrikacija drvenog trupa ovog tipa ljske zнатно je složenija nego metalnog, iz prostog razloga što se drvene ploče ne mogu prethodno formirati u prostornu krvinu, nego se to mora učiniti na samom kalupu za fabrikaciju. Zbog toga je za ovaj slučaj potreban pun i masivan kalup za formiranje kore, koji se gdekad izrađuje i od betona. Sama kora, odnosno ljska, formira se kombinacijom tanjih drvenih traka, lepenke i tanjih dasaka specijalnog lakočeg tropskog drveta, koje se inače upotrebljava za leteće modele. Svi ovi razni slojevi međusobno se povezuju pomoći specijalnog lepka za drvo otpornog



Sl. 61. Srednji deo trupa lovačkog aviona (FW-190)

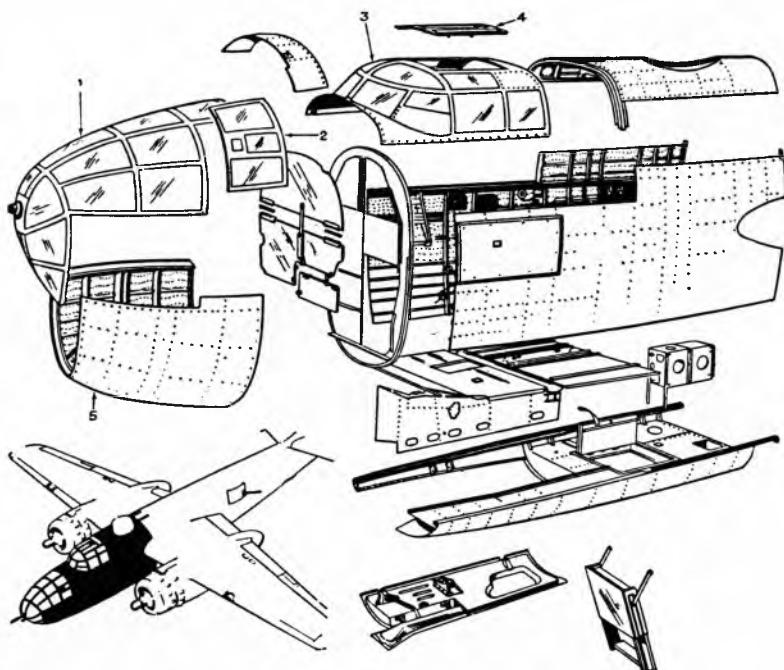


Sl. 62. Konstrukcija trupa velikog aviona

na vlagu, i pojedini slojevi traka se ugraduju tako da im se vlakna ukrštavaju (po principu drvene lepenke). Primer jedne drvene ljuškaste konstrukcije trupa dat je u sl. 59.

Danas je gotovo nemoguće zamisliti konstrukciju modernog aviona, naročito velike brzine, bez ljuškastog tipa metalnog trupa. Ovaj tip je pogodan i sa gledišta masovne i serijske fabrikacije. U istom cilju racionalnije, pogodnije i brže fabrikacije, kao i lakše docnije opravke, danas se već pri konstrukciji svi takvi trupovi razbijaju na više delova, obično dva do četiri. Tako se jedan veći trup izrađuje na više manjih i zgodnijih montažnih alata, pa se svi delovi konačno sklapaju u montaži.

U sledećim slikama prikazani su razni primeri takvih delova trupova u raznim fazama sklapanja. Sl. 60 predstavlja prednji deo trupa lovačkog jednomotornog aviona, počev od požarnog zida do iza motorskog hladnjaka, koji leži ispod trupa i iza krila. Istovremeno su prikazani i okovi za vezu trupa sa slobodno nosećim krilom ispod njega. Pri tome su pojedini delovi prikazani još nesastavljeni, odnosno u stanju fabričkih podele. Sl. 61 prikazuje glavnu trupu jednomotornog lovačkog aviona sa zvezdastim motorom vazdušnog hlađenja (tip »FW-190«). Na slici je data montirana celina trupa, kojoj nedostaje jedino još završni repni deo. Na njemu je već montirana i pilotska kabina, kao i nosač



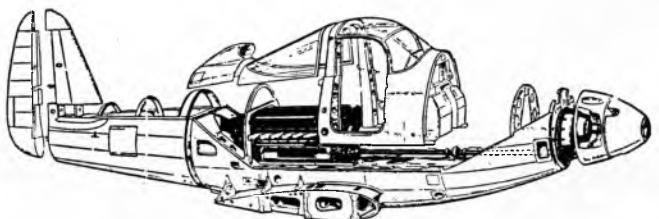
Sl. 63. Prednji deo trupa bombardera B-25 J. 1 kabina izbacivača bombe, 2 otvor za spasavanje izbacivača bombe, 3 pilotska kabina, 4 otvor za spasavanje pilota, 5 donja oplata nosa aviona

mota od čeličnih cevi među sobom autogeno zavarenih. Interesantan je i prikaz pojedinih delova raznih oplata, kao i vrata za pristup do raznih instalacija u trupu. Radi boljeg ukrućenja i veće otpornosti protiv grubog rukovanja, ovi delovi su izvedeni sa dvostrukim zidovima i sa lokalnim deformacijama koje ih istovremeno ukrućuju i olakšavaju.

Sl. 62 pokazuje unutrašnju konstruktivnu dispoziciju velikog trupa aviona tipa »Superfortress« sa okruglim presekom. Pored jasno predstavljene konstrukcije otvora i prozora, kao i potpatosne konstrukcije sa njezinim pojačanjima, naročito je interesantan prikazani puni okvir. Ovo je specijalni pojačani okvir koji pored izreza za vrata za komunikaciju sadrži u sebi i konstrukciju centroplan-ske ramaenjače. Njeni pojasovi i dijagonale jasno se vide na slici prema linijama zakivaka. Tako se vidi gornji pojas koji leži tačno ispod praga prolaznih vrata, dok donji leži skoro na donjoj periferiji okvira.

Jedna partija prednjeg dela trupa dvomotornog ratnog aviona, sa pilotskom kabinom i prednjim providnim izviđačkim prostorom, prikazana je na sl. 63. Ovde je naročito upadljiva konstruktivna razbijenost celine u pojedine fabričkih delova. Montirana celina, u sastavljenom stanu, prikazana je crnom površinom aviona prikazanog u donjem levom uglu. Dole desno prikazana su vrata (i stepenice) za ulaz posade, a iznad pilotske kabine vide se pomoćna vrata za iskakanje sa padobranom.

Konačno, sl. 64 prikazuje i sasvim neobičnu konstrukciju trupa čuvenog lovačkog aviona tipa »Bell-P-39 - Airacobra« iz godine



Sl. 64. Konstrukcija trupa aviona Bell-P-39-Airacobra

1940. I on je ovde pokazan u nesastavljenim pojedinim sekcijama, skupa sa smeštajem motora. Ova konceptacija po mnogim svojim osobinama odudara od uobičajenih klasičnih konstrukcija iste vrste. Najpre je motor postavljen u sredinu trupa tačno iznad ramaenjača centroplan-a krila. Zbog toga je pilot morao da se smesti ispred motora, a elisa sa svojim odvojenim reduktorom postavljena je na uobičajeno mesto na čelu trupa, ali je zato bilo potrebno produžiti osovinu motora za preko dva metra. Ova konstrukcija predstavljala je prvu praktičnu primenu stajnog trapa tipa »tricikl« na lovačkom avionu, pa je delom iz te konfiguracije, a delom iz želje za većom koncentracijom masa, i nastala ovakva raspodela. Inače, konstrukcija ovog trupa u nekim svojim elementima podseća umnogom na automobilsku karosersku konstrukciju, te su tako npr. vrata pilotske kabine izvedena u potpunosti po uzoru na automobilsku vrata.

#### Krme i komande leta

Za razliku od samog krmila, koje predstavlja samo pokretni komandujući deo, pojam krme obuhvata celinu uređaja za stabilizaciju i komandovanje na avionu, tj. nepokretni deo (ili *stabilizator*) i pokretni deo (*krmilo*). Uredaji za pokretanje krmila sa pilotskog sedišta zovu se *komande leta*.

**Krme** imaju dva osnovna zadatka: da osiguraju potrebnu rezervu staticke i dinamičke stabilnosti aviona oko sve tri ose u prostoru i da obezbede pouzdanu kontrolu obrtanja aviona oko sve tri ose u širokim granicama, tj. komandovanje avionom u letu.

Prema mogućnostima obrtanja oko tri ose postoje i tri vrste krme i to: poprečna kqua oko uzdužne ose, uzdužna ili visinska kqua oko poprečne ose i kqua pravca oko uspravne ose. Kako je poprečna kqua već opisana pod grupom krila, ovde će se prikazati

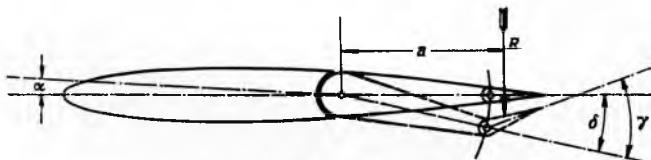
visinska kрма kao najbitnija, a u vezi sa njom i kroma pravca, koja joj je potpuno analogna.

Da bi se obezbedili neophodni uslovi stabilnosti u letu, potrebno je da se zbiru dejstvujućih momenata na avionu koji potiču od krila, trupa, motornih gondola i sl. i u fazi leta osigura ravnoteža pomoću odgovarajućeg momenta suprotnog smisla, koji potiče od repnih površina. Ovaj za ravnotežu potrebeni moment dobija se kao produkt aerodinamičke sile koja dejstvuje na repu i dužine kraka doliće sile, tj. odstojanja repa od težišta aviona.

Iz opštih uslova uzdužne stabilnosti sledi potreba da momentna linija repa bude efikasnija od dejstvujuće momentne linije krila i ostalog, tj. da ima veći nagib (gradijent) prema apscisi. Ovo je potrebno i kao rezerva za bolje komandovanje. Da bi se takva momentna linija repa mogla da adaptira za svaki proizvoljni napadni ugao leta momentnoj liniji krila, tako da joj drži ravnotežu za slučaj ustaljenog ravnometernog leta, potrebno je da se ona za svaki ugao leta pomera paralelno samoj sebi uлево ili уdesno. Ovo pomeranje momentne linije repa odgovaralo bi promenama njegovog napadnog odnosno montažnog ugla na trupu. Takvo je komandovanje repom i sa konstruktivnog i sa aerodinamičkog gledišta vrlo delikatno (iako praktično izvedljivo), stoga se danas obično isti rezultat postiže na mnogo prostiji i podesniji način: obrtanjem odnosno izbacivanjem samog krmila za odgovarajući — istina, nešto malo veći — ugao koji daje ekvivalentan aerodinamički efekat. Iz toga sledi i konstruktivna podela repnih površina na dva glavna dela: prednji, fiksni i praktično nepokretni deo čvrsto vezan za trup, koji se zove *stabilizator*, i zadnji, pokretni odnosno obrtni deo, koji se zove *krmilo*.

Odnos među površinama krmila i stabilizatora vrlo je različiti zavisi od tipa i brzine aviona. Na sporim avionima on je veći a na bržim manji. Srednje vrednosti toga odnosa kreću se između 30 i 40%.

U nekim slučajevima, kad se u toku leta centar težišta menja u većim razmerama, ili na specijalnim »akrobatskim« avionima, koji lete kroz vrlo široki domen napadnih uglova, usled čega su povremeno potrebi mnogo veći uglovi obaranja krmila od normalno predviđenih, ukazuje se potreba da se pored dejstva krmila omogući još i reglaža montažnog (smeštajnog) ugla i samog stabilizatora, kako bi se dopunio potreban moment repa. Ova reglaža može da se izvede na više načina. Konstruktivno najprostiji je slučaj kada se može unapred predvideti promena centraže za dati predstojeći let. U tom slučaju reglaža se može izvršiti na zemlji



Sl. 65. Dejstvo trimera

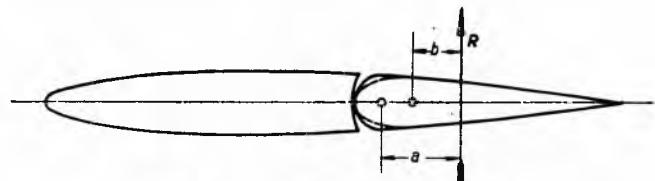
pre poletanja, jednostavnim podizanjem ili spuštanjem jedne od ramenjača stabilizatora. Drugi, mnogo bolji i potpuniji, ali zato i znatno komplikovaniji način jeste reglaža u letu. Ona se obično izvodi time što je oslonac jedne od ramenjača vezan za jači zavrtanj koji prolazi kroz svoju maticu. Ta je matica prostorno vezana, ali je obrtna u svome ležaju, i ona svojim obrtanjem u mestu uzrokuje vertikalno pomeranje nosećeg zavrtnja i oslonca ramenjače. U slučaju da za reglažu stabilizatora nisu potrebne velike promene njegovog smeštajnog odnosno montažnog ugla, danas se primenjuje redovito treći i najzgodniji tip reglaže: pomoću *trimera* ili specijalnog tipa *fletnera*.

*Trimer* predstavlja u konstruktivnom smislu jednu vrstu okretnog krilca ili zakrilca ugrađenog na izlaznoj ivici krmila ili, bolje rečeno, neku vrstu malog pomoćnog krmila na glavnom krmilu.

Aerodinamičko dejstvo trimera dosta je jednostavno: izbacivanjem ravni trimera iz srednjeg neutralnog položaja u stranu za ugao  $\gamma$  stvara se na strani izbačenog trimera aerodinamička sila  $R$  (sl. 65). Ova sila sa krakom  $a$  od ose krmila sačinjava aerodinamički moment koji izbacuje celo krmilo za ugao  $\delta$  iz njegova neutralnog položaja. Ovaj izmenjeni novi neutralni položaj krmila, pod uglom  $\delta$ , ima u aerodinamičkom smislu isto dejstvo kao kad bi umesto njega nagnuli osu stabilizatora za neki ekvivalentni

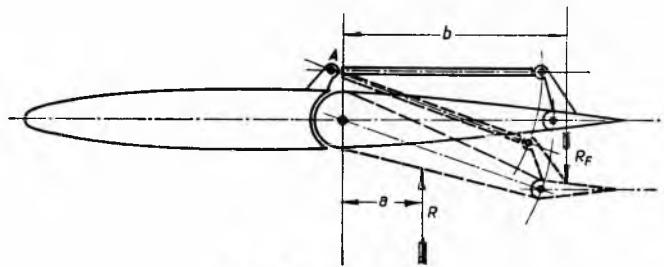
ugao  $\alpha$ , koji bi bio nešto manji od ugla  $\delta$ , a to u stvari predstavlja željeni postupak reglaže ugla stabilizatora. Komandovanje trimera izvodi se danas redovno iz pilotske kabine.

Da bi se rasteretio pilot od velikih reakcija na komandama krmila, odnosno smanjile potrebne sile na upravljačima, potrebno je smanjiti sam pogonski aerodinamički moment krmila oko njegove



Sl. 66. Dejstvo aerodinamičke kompenzacije

šarke (ose obrtanja). To se izvodi pomoću tzv. *aerodinamičke kompenzacije*, koja se u suštini sastoji u pomeranju ose obrtanja krmila više unazad, prema centru potiska rezultujuće dejstvijuće aerodinamičke sile na krmilu. Na sl. 66 prikazano je shematski dejstvo aerodinamičke kompenzacije, s rezultatom znatnog smanjenja kraka sile  $R$  od vrednosti  $a$  na smanjenu vrednost  $b$ , usled čega se znatno



Sl. 67. Dejstvo fletnera

smanjuje i sam pogonski moment oko šarki. Pored ove, danas široko primenjivanje vrste kompenzacije, postoji još jedan moderan sistem kompenzacije pomoću specijalno spregnutih trimera nazvanih *fletnerima* prema njihovom autoru (Flettneru), koji ih je prvo bitno namenio za brodske krme. Osnovni princip vezi u rada fletnera prikazan je na sl. 67. Bazu kinematike sprega sačinjava paralelogramska veza dveju osovina obrtanja i dveju tačaka za vezu spojne poluge. Usled takve veze, ravan samog fletnera ostaje u svim položajima sama sebi paralelna, što ima za posledicu da pri komandovanju krmilom fletner uvek ide u smeru suprotnom hodu krmila. Tako se na fletneru stvara aerodinamička sila  $R_f$ , istina relativno mala, ali sa znatnim krakom  $b$ ; ona tako sačinjava moment  $b \cdot R_f$ , koji u vrlo jakoj meri kompenzira pogonski moment  $a \cdot R$ . To je vrlo efikasan sistem za kompenzaciju. On je utoliko interesantniji što omogućuje spajanje funkcije običnog trimera sa promenom reglaže stabilizatora u letu. Ovo se dejstvo konstruktivno ostvaruje obično na taj način da se fiksni položaj prednje tačke (čvora)  $A$  pomera unapred ili unazad i time menja osnovni



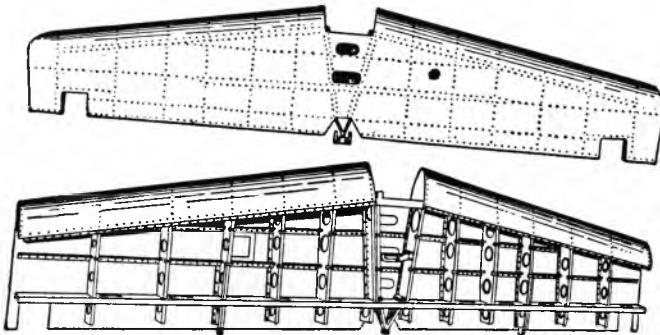
Sl. 68. Struktura repnih površina lako aviona

neutralni položaj ravni fletnera, dok njegovo dalje dejstvo pri komandovanju krmila ostaje praktično nepromenjeno.

Kad je brzina aviona veća a celi sistem krila ili repa nedovoljno krut, postoji velika opasnost štetnih vibracija krmila pa i cele krme ili krila (engl. »flutter« ili »buffeting«). Ta se opasnost efikasno predupreduje *statičkom i dinamičkom kompenzacijom krmila*. Suština statičke kompenzacije sastoji se u dodavanju kontrategova u napadnu ivicu krmila ili ispred nje, sa krajnjim ciljem da se težiste celog krmila pomeri u liniju ose šarki ili ispred nje. Dinamička kompenzacija daje sa svoje strane uslove rasporeda tih masa duž razmaha krmila.

Na sl. 68 prikazan je sklop repnih površina jednog manjeg aviona, koje su u cilju smanjenja težine gradene vrlo lake, od tankih aeroprofilisa, i uvezane među sobom pomoću profilisanih žičanih zatega.

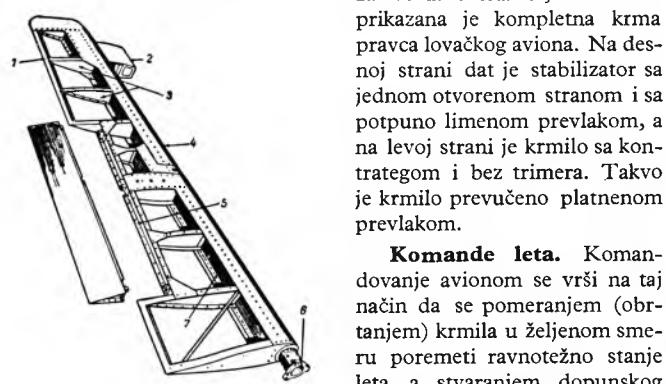
Kako repne površine dejstvaju u svemu na istim aerodinamičkim principima kao krila, to i njihova efikasnost zavisi od istih faktora kao efikasnost krila: od aeroprofilisa, oblika, odnosno vitkosti, i relativnog položaja repa prema trupu, odnosno uticaja interferencije sa trupom. Noseća projekcija repa danas pokazuje skoro sve oblike kao i kontura krila: pravougaonik sa zaobljenim ivičnjacima, trapezasti, eliptični, strelasti i trouglasti oblik. U konstruktivnoj, osnovnoj koncepciji postoji takođe potpuna analogija sa krilom. Naimenje, stabilizator se konstruiše kao i krilo, najčešće sa dve ramanjače, serijom rebara i nosećom korom, dok je krmilo praktično potpuno iste konstrukcije kao i krilce.



Sl. 68. Sklop repnih površina jednog manjeg aviona

Sl. 69 prikazuje tipičan savremeni stabilizator. Jedna mu je strana u donjem delu otkrivena a gore je sve prevučeno limenom korom. Sl. 70 daje izgled odgovarajućeg krmila za prednji stabilizator, na kome se jasno vidi na ivici istureni kontrateg, a na drugoj strani pojačana prirubnica za centralni spoj dva ovakva simetrična krmila. Pored toga dat je odvojeno trimer sa tri šarke za vezu. Konačno, na sl. 71 prikazana je kompletna krma pravca lovačkog aviona. Na desnoj strani dat je stabilizator sa jednom otvorenom stranom i sa potpuno limenom prevlakom, a na levoj strani je krmilo sa kontrategom i bez trimera. Takvo je krmilo prevučeno platnenom prevlakom.

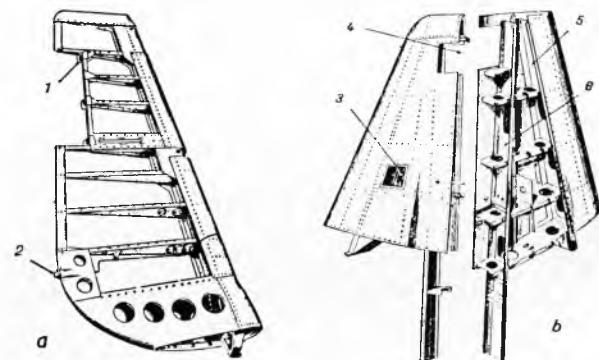
**Krmilo (za stabilizator iz sl. 69).** 1 izlazna ivica, 2 kontrateg, 3 rebra krmila, 4 napadna ivica, 5 kanal zakrilca, 6 osovina krmila, 7 ramanjača



Sl. 70. Krmilo (za stabilizator iz sl. 69). 1 izlazna ivica, 2 kontrateg, 3 rebra krmila, 4 napadna ivica, 5 kanal zakrilca, 6 osovina krmila, 7 ramanjača

koje se sve vrši sa pilotskog sedišta, potrebno je iskonstruisati pogodan, često vrlo složen uređaj koji nazivamo *komandama leta*.

Komande leta obuhvataju ceo sistem prenosa, šipki, poluga, osovina i kablova, koji se proteže kroz trup i krilo i služi za vezu pilotskih komandi sa krmama, odnosno krmilima. U pilotskom prostoru postoji glavna, centralna komanda, koja se deli na ručnu



Sl. 71. Kompletna krma lovačkog aviona. a krmilo sa kontrategom bez trimera; b stabilizator sa limenom prevlakom, 1 izdanak za pričvršćenje prevlake, 2 navigaciono svetlo, 3 bubanj za zakretanje trimera, 4 izrez za kontrateg krmila, 5 prednja ramanjača, 6 stražnja ramanjača

i nožnu komandu. Ručna komanda upravlja krmom visine i krilcima, a nožna samo krmom pravca.

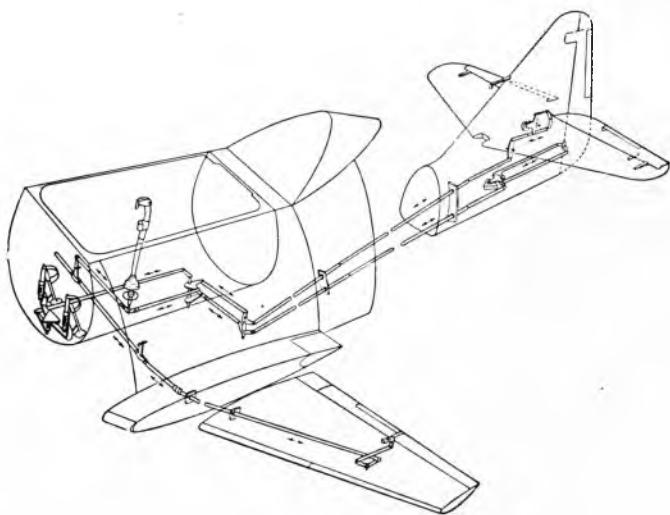
**Ručne komande** izvode se uglavnom u tri osnovne varijante, i to: a) u vidu uspravne palice koja osciliše u uzdužnoj ravni za komandovanje visinske krme i u poprečnoj ravni za komandovanje poprečne krme; b) u vidu uspravne palice sa volanom: oscilacijom u uzdužnoj ravni komanduje se visinska, a obrtanjem volana poprečna krma; c) u vidu horizontalne palice sa volanom: aksijalnim pomeranjem palice u pravcu ose trupa (unapred i unazad) komanduje se visinska a obrtanjem volana poprečna krma.

Opšte usvojeni konvencionalni smisao komandovanja ručnih komandi je sledeći: *za visinsku komandu* vučenje palice k sebi za penjanje, guranje palice od sebe za spuštanje; *za poprečnu komandu krilaca* okretanje volana u smeru željenog obrtanja aviona ili guranje palice u stranu oborenog krila.

**Nožne komande** za komandovanje pravca izvode se u dve osnovne konstruktivne varijante: polužni tip u vidu obične poprečne poluge ili prečage koja se obrće oko uspravne osovine u svojoj sredini i pedalni tip u vidu pedala ili papuča, za svaku nogu posebno, koje se okreću oko poprečnih horizontalnih osovina.

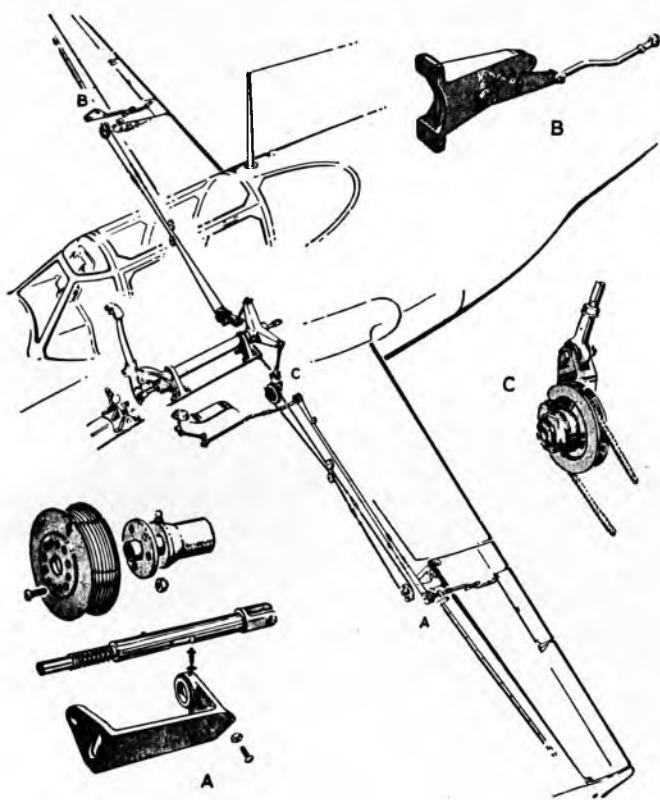
Opšte usvojeni konvencionalni smisao komandovanja nožnih komandi jeste sledeći: *za skretanje udesno* guranje desnom nogom; *za skretanje uлево* guranje levom nogom.

Sl. 72 pokazuje aksonometrijski izgled montažnog sklopa kompletnih komandi leta jednog manjeg lovačkog aviona, bez desnog krila. Ovde je primenjen sistem »krutih« komandi, koje



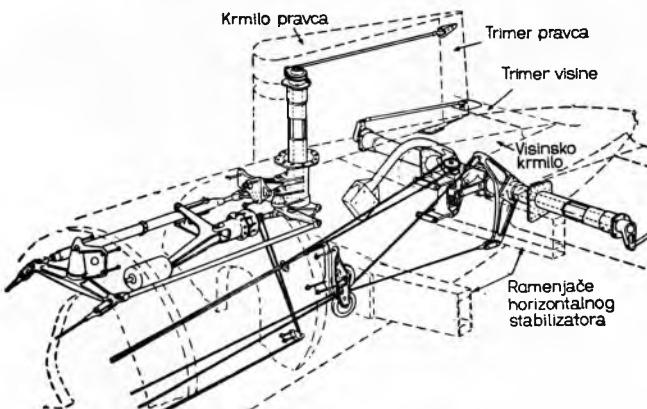
Sl. 72. Montažni sklop komandi leta manjeg lovačkog aviona

su sve povezane pomoću krutih metalnih tankozidnih cevi, bez primene čeličnih kablova. Sl. 73 prikazuje poprečnu komandu sa komandom odgovarajućih trimera, opet za jedan lovački avion. U ovom slučaju imamo primer »mekane« komande sa primenom



Sl. 73. Poprečna komanda sa komandom odgovarajućih trimera za lovački avion

čeličnih kablova, počev od centralne pilotske komande do poslednje transmisije u krilu. Okretanjem dugmeta u pilotskoj kabini stavlja se čeličnim kablovima u pokret mehanizam A za pomicanje trimera, a guranjem palice ulevo i udesno mehanizam B i C za obaranje i podizanje krila. Konačno, u sl. 74 prikazan je ceo završni deo trupa aviona »Mosquito«, s aksonometrijskim prikazom svih priključaka komandi (u ovom slučaju »mekanog« tipa) kako glavnih tako i trimerskih. U ovom slučaju naročito je vredno istaći originalno rešenje ugradnje kontrategova u krmene površine. Kontrategovi su premešteni u unutrašnjost trupa, ali su zadržali i dalje svoju ulogu blagodareći pravilnoj krutoj vezi sa pokretnim krmilima.



Sl. 74. Završni deo trupa aviona »Mosquito«

Ovaj se sistem danas češće primenjuje na brzim avionima, kako se ne bi narušavao dobar aerodinamički spoljni izgled repnih površina.

### Stajni organi

Stajni organi služe za apsorpciju i amortizaciju kinetičke energije aviona prilikom sletanja. Oni su vrlo delikatne konstrukcije i složene prirode te zbog teških uslova pod kojima rade zahtevaju vrlo svesnu studiju, kako u dinamičkom tako i u kinematičkom i statičkom pogledu. Potrebno je zadovoljiti više bitnih uslova, npr. obezbediti dovoljnu i pouzdanu amortizaciju kinetičke energije i dovoljnu otpornost svih konstruktivnih elemenata. Pored toga, treba ograničiti i zadržati u užim granicama vlastitu težinu i aerodinamički otpor. U novijim, modernim projektima ovaj aerodinamički otpor se praktično eliminiše uvlačenjem celog sistema u unutrašnjost konstrukcije, najčešće krila.

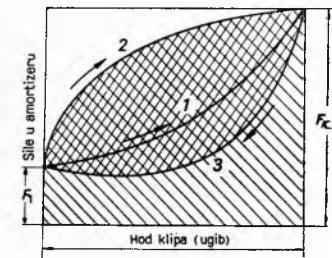
**Amortizeri.** Iznos kinetičke energije koju treba apsorbovati pri sletanju aviona proračunava se iz brzine sleta — pristajanja. Za ovaj proračun uzima se kao osnov tzv. *brzina udara*, odnosno *brzina propadanja* aviona prema zemlji, koja se, u stvari, može predstaviti i kao vertikalna komponenta brzine planiranja aviona neposredno pred udar o zemlju. Ukupni iznos kinetičke energije koja treba da bude apsorbovana iznosi:  $W = \frac{m \cdot V^2}{2}$ , gde je  $m$  masa aviona, a  $V$  brzina udara. Ovaj iznos treba da se rasporedi na sva tri noseća točka stajnih organa.

Samu apsorpciju, kao i amortizaciju ove kinetičke energije, treba da izvrše točkovi sa gumama i posebni amortizeri (prigušivači), često zvani *elastične noge*. Pri tome je ideo točkova odnosno guma obično znatno manji, a glavni rad otpada na amortizere. Proračun i kontrola apsorbovanja energije izvodi se iz radnog dijagrama amortizera (sl. 75). Hodom klipa amortizera, odnosno sabijanjem noge, sila u osi amortizera raste, dok ne stigne do svoje maksimalne vrednosti na kraju hoda. Kada se ta zavisnost sile od hoda amortizera predstavi u obliku dijagrama, kao na sl.

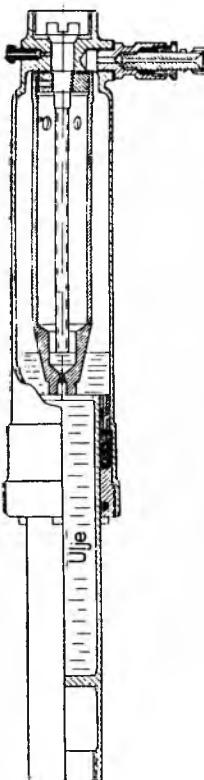
75, onda crkasta površina predstavlja iznos apsorbovanog rada. Oblik i karakter ovog dijagrama zavise od sredstva amortizacije i tipa konstrukcije samog amortizera. Njegov kvalitet karakterisan je *stepenom punoće*, koji je izražen odnosom njegove crkaste površine prema opisanom paralelogramu. Prema izabranom osnovnom konstrukcionom materijalu koji služi za apsorpciju i amortizaciju udarne energije, u savremenoj su upotrebi ovi tipovi amortizera: a) gumeni, b) mehaničko-opružni, c) pneumatski, d) oleo-pneumatski, e) kombinovani opružno-hidraulički i f) čisto hidraulički.

Pored toga što treba da ima dijagram dovoljnog stepena punoće, ovaj konstruktivni organ mora biti i stvaran i efikasan amortizer. To znači, mora da bude sposoban da energiju ne samo apsorbuje nego u što većoj meri i amortizuje, tj. poništiti, radi sprečavanja odskoka od zemlje posle udara. Npr., kad bi se primenile obične spiralne opruge, praktično bi se celokupna apsorbovana kinetička energija pretvorila u potencijalnu energiju, koja bi se manifestovala u vidu odbora i odskoka aviona od zemlje. Da bi se to sprečilo, potrebno je na neki veštacki način stvarno poništiti što veći procenat primljene kinetičke energije, pretvarajući je u trenje i toplostu. Ovo poništavanje izvodi se pogodnim kočenjem povratnog hoda.

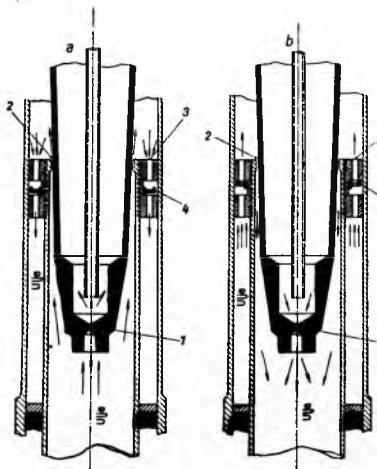
Klasičan primer jedne vrste stvarno efikasnog amortizera je amortizer oleo-pneumatskog tipa, čiji je radni dijagram predstavljen na sl. 75 a presek cele konstrukcije na sl. 76. Osnovni medijum amortizacije je vazduh i ulje, ili glicerin. Radom klipa (sabijanjem noge) povećava se pritisak vazduha koji je već hermetički zatvoren pod jačim natpritiskom. To je kriva vazduha, na dijagramu označena sa 1, koja prema strelici odgovara radnom hodu. Na ovu krivu vazduha superponuje se dinamička sila ulja označena sa 2, koja takode pripada radnom hodu. Ova dinamička sila ulja nastaje kao rezultat hoda klipa *lime* što se uljna masa određenog viskoziteta natera da sa povećanom brzinom protiče kroz male otvore, rupe ili procepe. Ove rupe ili otvori mogu imati konstantnu ili promenljivu površinu i za radni, a naročito za povratni hod. U



Sl. 75. Radni dijagram oleo-pneumatiskog amortizera



Sl. 76. Oleo-pneumatski amortizer, presek (\*Vickers\*)



Sl. 77. Radni deo oleo-pneumatskog amortizera (\*Vickers\*)

krivoj povratnog hoda, koja je označena sa 3, treba automatski da dejstvuje promena, i to u smislu smanjenja otvora i slobodnih rupa za protok, odnosno povratak ulja. Ta promena uzrokuje pojačano kočenje ulja, usled čega se za povratni hod dobija sruštena kriva. Na taj način dobija se pod jednostruko crtkastom površinom dijagrama celokupna primljena (apsorbovanja) energija, a pod dvostruko crtkastom površinom, kao razlika između radnog i povratnog hoda (tj. krivih 2 i 3), dobija se stvarno amortizovana, ili poništена energija, tj. energija koja se kroz trenje pretvara u toplotu.

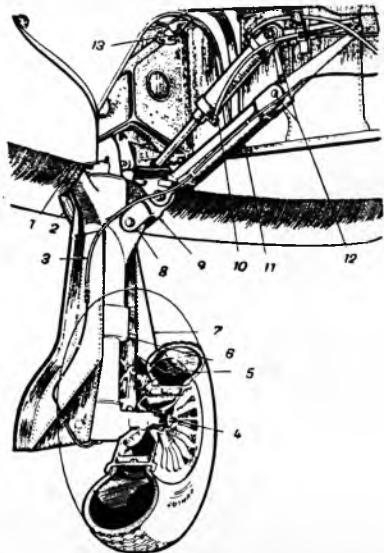
Shema funkcionisanja amortizera koji je prikazan na sl. 76 data je u uvećanoj sekciji radnog dela na sl. 77. U radnom hodu, kada klip ulazi u cilindar (levi deo slike), ulje iz šupljine klipa treba da se probije kroz centralni otvor 1 i kroz prstenasti uski procep 2, kako bi prešlo u gornje odeljenje cilindra. Za to vreme radnog hoda povećava se slobodan prostor između cilindra i klipa usled kretanja gornjeg prstena sa rupama 3, koji je uglavljen na vrhu klipa. To uzrokuje dopunsko kretanje ulja iz gornjeg cilindarskog dela naniže u ovaj slobodni meduprostor. Pri tome ulje prolazi kroz seriju koncentričnih slobodnih rupa 3. U sredini ovog glavnog prstena nalazi se u specijalnom usku drugi uski prsten - ventil 4 sa serijom koncentričnih rupa, koji je podešen kao ventil promenljivog prolaza, tako da smanjuje svoje otvore pri povratnom hodu. U svom radnom hodu (levi deo slike) prsten 4 omogućava ulju širi prolaz, i to kako kroz svoje koncentrične rupe tako i oko cele svoje spoljne periferije. U povratnom hodu (desni deo slike), tj. kada klip izlazi iz cilindra, ulje, potisnuto od sabijenog vazduha, probija se kroz centralni otvor 1 i kroz prstenasti procep 2 u donju komoru. U isto vreme, smanjenjem meduprostora između cilindra i klipa, ulje se kroz prstenaste otvore 3 probija naviše u cilindar. Sada dolazi do izražaja dejstvo malog prstena - ventila 4, koji se sa oba svoja kraja naslanja na gornju površinu svoga ležišta u glavnom prstenu. Na taj način on zatvara periferijski prolaz ulja, ostavljajući mu slobodan prolaz samo kroz male koncentrične rupe.

Zbog svoje male vlastite težine, kao i pogodnosti i mekoće rada, ovakvi tipovi amortizera sa kombinacijom ulje-vazduh u najširoj su meri primjeni u modernim avionima: u njima oni danas predstavljaju preko dve trećine svih realizacija. Ovde valja još podvući činjenicu da konstrukcija takvih amortizera naročito pogoduje lakoj reglaži ventila povratnog hoda.

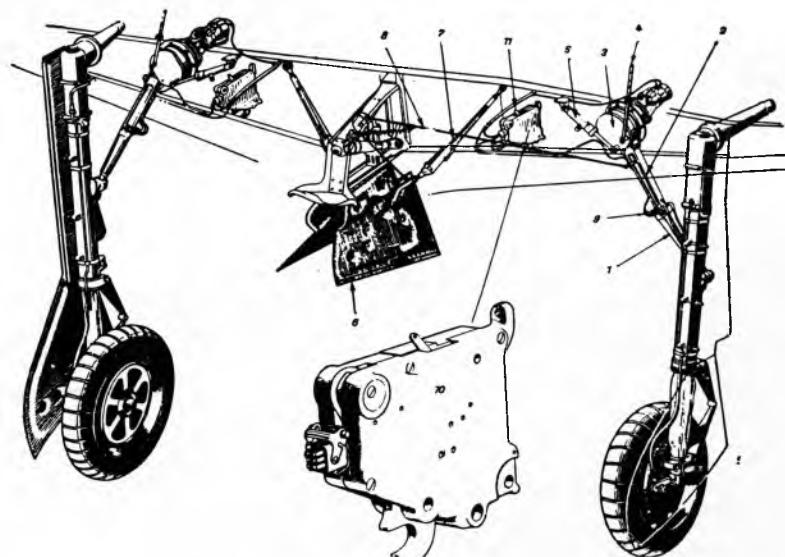
**Uvlačenje stajnog trapa.** Opšte konstruktivne koncepcije celog stajnog trapa prešle su veoma dug put evolucije i usavršavanja, a naročito u aerodinamičkom pogledu, dok su konačno stigle do ostvarenja starog sna koji se sastoji u potpunom uvlačenju celog stajnog trapa u unutrašnjost nekog organa aviona. Na taj način postignuta je ušteda odgovarajućeg iznosa parazitnog otpora. Ovo uvlačenje stajnog trapa naročito je pogodno u slučajevima slobodno nosećeg niskokrilca sa debelim krilom, gde se točkovi mogu potpuno uvući u samo krilo ili u gondole motora, a jednim delom, eventualno, i u trup.

Po osnovnoj konstruktivnoj koncepciji postoje uglavnom dve kombinacije: poprečno uvlačenje i izdužno uvlačenje.

**Poprečno uvlačenje** sastoji se u obrtanju ili preklapanju stajnog trapa oko neke uzdužne ose, koja je približno paralelna sa osom trupa. Na sl. 78 dat je primer takvog uvlačenja. Pri tome poluga 11 predstavlja tzv. *preklopnu nogu*, koja se lomi u centralnom zglobu 12, a ceo mehanizam uvlačenja komanduje se hidrauličnim putem pomoću radnog cilindra 10. Sl. 79 predstavlja neuobičajenu konstrukciju s obzirom na komandovanje uvlačenja i izvlačenja. Ovde se komandovanje vrši električnim putem pomoću posebnih motora 3 za svaku stranu pojedinačno. Preklopna noga sastavljena je od delova 1 i 2 i prelrama se oko zgloba 9. Za vešanje stajnog trapa u uvučenom stanju služi tzv. *bravica*, koja je prikazana i uvećana. Takve bravice ili vešalice predviđaju se redovno u cilju obezbeđenja uvučenog stanja kao i rasterećenja pogonskog sistema po završetku njegove funkcije uvlačenja, posle čega celu težinu uvučenog stajnog trapa preuzima osnovna konstrukcija krila. Ovo je naročito važno za slučaj raznih evolucija u toku leta, kada bi usled inercijalnih sila moglo doći do jačeg preopterećenja celog sistema uvlačenja, ukoliko

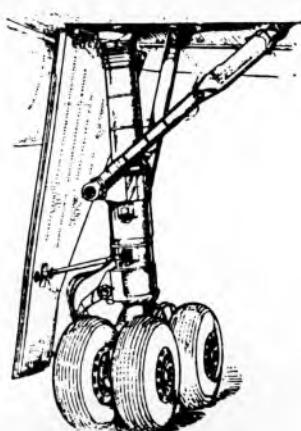


Sl. 78. Stajni trap za poprečno uvlačenje. 1 ventil za punjenje, 2 spoljna zasklopka, 3 pritisni vod kočnice, 4 ušica za vuču, 5 vodica za sprečavanje zaokretanja, 6 kućište amortizera, 7 vratnica, 8 i 12 loptasti zglobovi, 9 vodica upornice, 10 cilindar za uvlačenje, 11 bočna upornica, 13 bravica



Sl. 79. Stajni trap specijalne izvedbe. 1 i 2 poluge za uvlačenje točka, 3 elektromotor, 4 indikator položaja, 5 prigušnik, 6 vratnica, 7 poluga vratnaca, 8 čelično pero za otvaranje vratnaca, 9 sklopka za isključivanje motora kad je točak srušten, 10 bravica, 11 bezbednosna poluga bravice za spuštanje točka vlastitom težinom kad motor zataji

bi ceo teret stajnog trapa ostao obešen samo na tom sistemu. Pored bravica za vešanje obavezno se ugrađuju i specijalne brave ili posebni sistemi za obezbeđenje izvučene odnosno ispravljene preklopne noge, kako pri vožnji na zemlji ne bi usled raznih potresa došlo do neželjenog preklapanja noge. Šta su vratanca koja posle uvlačenja treba da zatvore rupu sa točkom. Konačno, na sl. 80

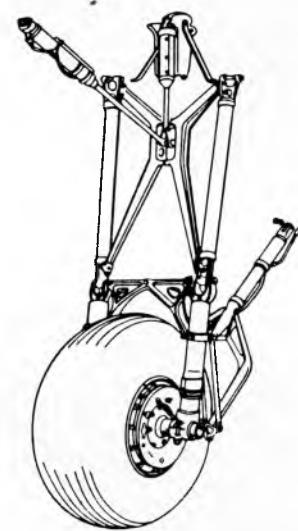


Sl. 80. Stajni trap većeg mlaznog aviona sa po četiri točka

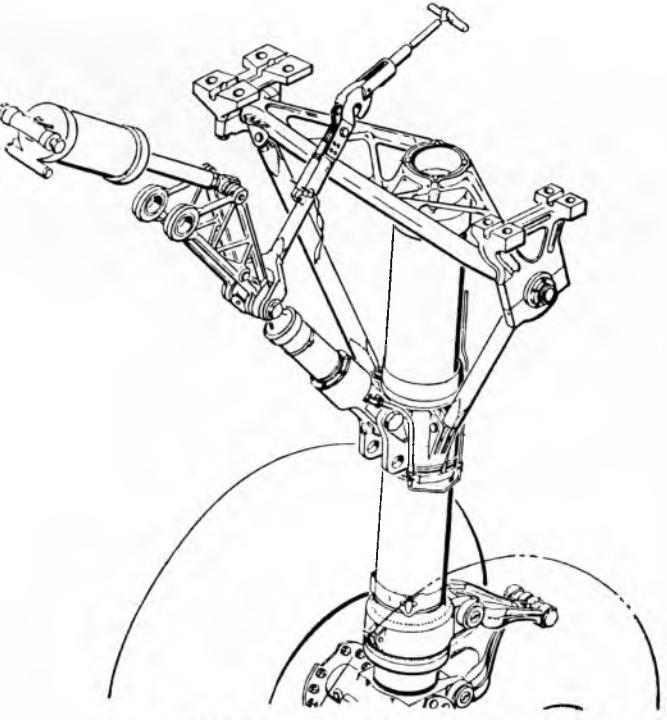
prikazan je izvučeni stajni trap većeg mlaznog bombardera sa po 4 točka na svakoj strani.

Zbog veće debljine krila mehanizam za uvlačenje nalazi se u dubini krila i nije vidljiv na slici, ali se zato vrlo dobro raspoznae preklopna noga sa zgloboom za prelamanje.

*Uzdužno uvlačenje* stajnog trapa sastoji se u obrtanju i preklapanju stajnog trapa oko poprečne ose, upravne na ravan simetrije aviona, tako da točkovi ostaju uvek u istoj ravni paralelnoj sa ravnim simetrije. Ovaj način konstrukcije uvlačenja primjenjuje se najčešće na dvomotornim avionima, pri čemu cela konstrukcija stajnog trapa obično ulazi u motorsku gondolu. Na lakšim i manjim avionima za svaki točak (polutku) izvodi se po jedna elastična noga i po jedna dijagonala ili preklopna noga, a na avionima većih težina (sa po jednim točkom na svakoj polutki stajnog trapa) obično



Sl. 81. Stajni trap dvomotornog putničkog aviona »Douglas DC-3«

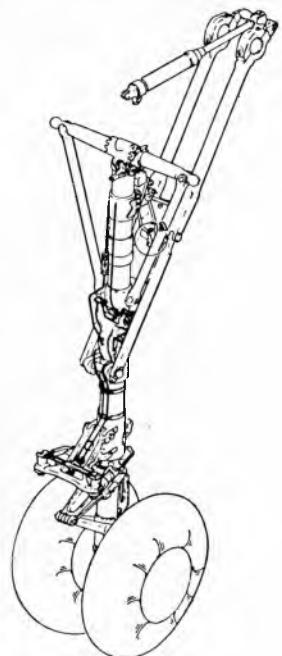


Sl. 82. Stajni trap aviona velike tonaže

se ceo sistem uvlači, tj. na svaku stranu točka postavlja se po jedna elastična i po jedna preklopna noga. Za avione najveće tonaže, gde je za jednu polutku stajnog trapa potrebno više točkova, na pr. 2,4 ili 8, opet se iz konstruktivnih razloga ceo sistem točkova vezuje na samo jednu elastičnu nogu.

Sl. 81 predstavlja sklop svih organa stajnog trapa dobro poznatog dvomotornog saobraćajnog aviona »Douglas-DC 3«, čija konstrukcija ima danas za sobom najbogatije praktično i eksploatacionalno iskustvo. Isto tako odavno uvedenu i isprobano konstruktivnu koncepciju za avione velike tonaže pokazuje sl. 82. To je stajni trap aviona tipa »Constellation«, poznatog američkog četveromotornog putničkog aviona. On već ima na polutki po dva točka, koji su oba oslonjeni na jednu jaku elastičnu nogu. Vrlo su lepo vidljive tzv. makaze, koje vezuju cilinder amortizeru sa njegovim klipom, odnosno osovinom točkova. Ovaj sistem makaza služi za prenos torzijskog momenta, odnosno za sprečavanje okretanja klipa u cilindru amortizeru, drugim rečima, za sprečavanje skretanja točkova sa pravca vožnje. U ovom slučaju preklopna noga nalazi se u prednjem delu i komanduje se hidrauličnim cilindrom. Treba još istaci i sistem obezbeđenja u izvučenom stanju, koji ide od preklopog zgloboa unazad i primenjuje se često kao krajnje osiguranje protiv eventualnog nehotičnog ili nestručnog pomeranja komandne poluge u pilotskom prostoru.

Konačno treba konstatovati da su isti razlozi i principi koji su doveli do uvlačivih stajnih trapova u važnosti i primeni i za treći oslonac stajnih organa, a to je treći točak sa amortizerom. Kako su ovde u pitanju u stvari dva tipa rešenja: repni točak i čoni točak, koji se po svojoj opštjoj koncepciji i naročito po dimenzijama znatno razlikuju, pojavljuje se u vezi sa tom razlikom i razlika u pitanju vitalnosti značaja njihovog uvlačenja uopšte. Tako se u praksi često dogada da se repni točak, zbog svojih relativno malih dimenzija, i pored uvlačenja glavnih točkova ostavi neuvučen i bez većeg uštrba za brzinu, dok za čoni točak to ne važi. Tako je, na kraju, u sl. 83 prikazan uvlačivi tip čeonog točka aviona »Constellation« u izvučenom stanju.



Sl. 83. Uvlačivi čoni točak (»Constellation«)

#### Motorna grupa, rezervoari za gorivo i mazivo

Pod motornom ili pogonskom grupom podrazumeva se kompletan izvor pogonske snage, tj. motor sa svojim neophodnim priborom, opremom, nosačem i komandama, kao i elisom, ukoliko je motor takvog tipa. Cela ova grupa služi za stvaranje potrebne pogonske vučne ili potisne sile. Prema načinu i principu stvaranja te sile danas postoje tri glavna tipa pogona: *pogon elisom*, *mlazni pogon* i *raketni pogon*.

Pored ova tri načina pogona, danas se često primenjuje i jedan novi, mešoviti način, *turbo-elisni motorima*, gde pored vučne sile elise dejstvuje još i mlaz iz turbine. Međutim, ovaj način može se svrstati u elisni pogon jer je snaga mlaza znatno manja od snage elise.

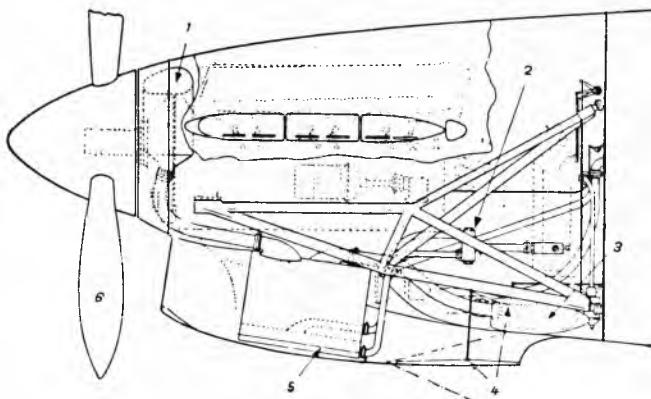
*Elisni pogon* ostvaruje se danas na dva načina: pomoću klipnih motora i pomoću gasnih turbina sa jakim reduktorima. Pogonska sila elise može u ovom slučaju da bude vučna ili potisna, prema tome da li se elisa nalazi ispred ili iza motora.

*Mlazni pogon* stvara se pomoću izduvnih sagorelih gasova iz turbine. Ovi gasovi nastaju sagorevanjem kerozena sa vazduhom, koji se nabija direktno preko kompresora.

*Raketni mlazni pogon* bitno se razlikuje od turbomlaznog motornog pogona po tome što turbomlazni motor kiseonik potreban za sagorevanje uzima iz vazduha, a raketa kiseonik nosi sa sobom, te je potpuno nezavisna od ambijenta u kome leti. Iz tog razloga ovaj tip pogona nalazi svoju glavnu primenu u svim letelicama i raketama koje lete u visokim slojevima iznad stratosfere.

**Motorna grupa.** Iz čisto praktičnih razloga lakšeg pregleda, održavanja i periodične zamene bilo cele grupe ili samog motora, redovno se cela motorna grupa sa svojim nosačem motora projektuje kao pogodna montažna skupina koja se pomoću nekoliko

zavrtanja može lako i brzo skinuti i zameniti na avionu. Pri tome je grupa sa elisnim pogonom nešto složenija a i specifično teža od čisto mlazne grupe. Sa druge strane, problematika turbo-mlazne grupe sastoji se uglavnom u pravilnom dovodu velike mase potrebnog vazduha, kao i vođenja sagorelih gasova mlaza. Ukoliko je dovod kratak, kao što je slučaj za mlazne motore ugradene u



Sl. 84. Motorna grupa motora hlađenog tečnošću. 1 tečnost za hlađenje, 2 termostatički ventil, 3 škrge za vazduh, 4 kapak za hladnjak, 5 hladnjak, 6 elisa

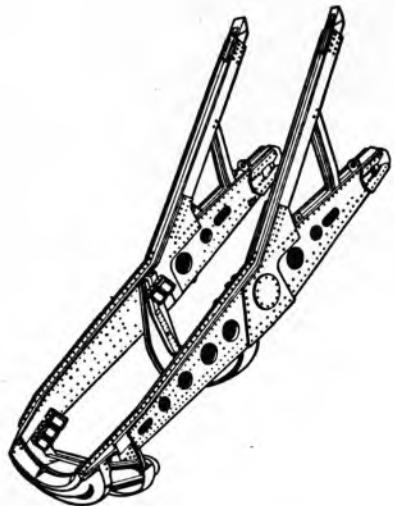
krilu, problem dovoda ne postoji, ali za motore smeštene u zadnjem delu trupa pitanje uvodnika i celog sprovođenja vazduha zahteva solidnu studiju. Tu postoje za sada tri načina uvođa vazduha: sa čela trupa, sa obe strane trupa u vidu džepova i kroz napadnu ivicu krila u korenom delu, neposredno uza sam trup.

Na sl. 84 prikazana je kompletna motorna grupa snažnog dvanaestocilindarskog motora hlađenog pomoću tečnosti, sa svim glavnim priborima. Veza cele grupe sa trupom izvedena je sa četiri priključka motorskog nosača. U ovom slučaju hladnjak za tečnost postavljen je neposredno ispod motora, a često se postavlja i na druga zgodnja mesta.

Treći osnovni deo motorne grupe klipnih motora, pored samog motora i elise (v. Motor, Elisa), čini nosač motora. U sl. 85 i 86 prikazana su dva tipična primera nosača svoje vrste, a specifična po svojoj koncepciji i po konstrukciji. Prvi (sl. 85) predstavlja nosač linijskog motora izведен u potpunosti od limova profila od lakih legura sa spajanjem pomoću zakivaka, dok drugi

predstavlja danas skoro generalisan slučaj zavarene konstrukcije od čeličnih cevi za zvezdaste motore.

Veliki broj obrtnih i pokretnih masa na klipnom motoru, a često i na elisi, ne može se praktično potpuno uravnotežiti, te se redovno pojavljaju razne vibracije i oscilacije, koje se u većoj ili manjoj meri prenose od motora na celu konstrukciju aviona. Ove vibracije, pored toga što su po sebi neprijatne za posadu, predstavljaju i stalno dinamičko naprezanje materijala na zamoru, koje može na pojedinim kritičnim mestima biti veoma opasno.



Sl. 85. Nosač linijskog klipnog motora, izveden od zakovanih profila i limova od lakih legura

Zbog svega toga treba težiti da se one na neki način bar smanje, odnosno priguše. To se danas postiže i izvodi umetanjem specijalnih gumenih podmetaća, kao posrednika između motorske mase (kartera) i nosača motora. Pri tome se karakteristike (tvrdića) gume kao i njene dimenzije proračunavaju tako da smanjuju rezultujuće amplitude na najmanju moguću meru.

**Rezervoari goriva i maziva.** Za pravilan i pouzdan rad motorne grupe potrebno je još obezbediti i pravilan smeštaj dovoljne količine goriva i maziva. Jedno i drugo pogonsko sredstvo nosi se u specijalnim spremnicima odnosno rezervoarima. Smeštaj ulja obično ne predstavlja konstruktivni problem, s obzirom na to da količina ulja iznosi svega dvadeseti deo količine goriva; mazivo se redovno smešta u motorskoj grupi neposredno iza samog motora. Sasvim je druga situacija sa gorivom. Ono se samo u nekim redim slučajevima smešta u slobodan prostor trupa, ali je opšta i zdrava tendencija da se što više i po mogućnosti potpuno izbaci u šupljinu krila. To pruža dvostruku korist: smanjenu opasnost za pilota u slučaju požara i statičko rasterećenje krila, prema tome i delimično olakšanje konstrukcije krila, jer u tom slučaju težina goriva raspoređenog u krilu deluje suprotno aerodinamičkom opterećenju. Primer serije spremnika tako raspoređenih duž razmaha krila predstavljen je na sl. 87. To je instalacija poznatog engleskog tipa »Mosquito«, koji zbog potrebe većeg dometa nosi još i spoljne rezervoare ispod krila.

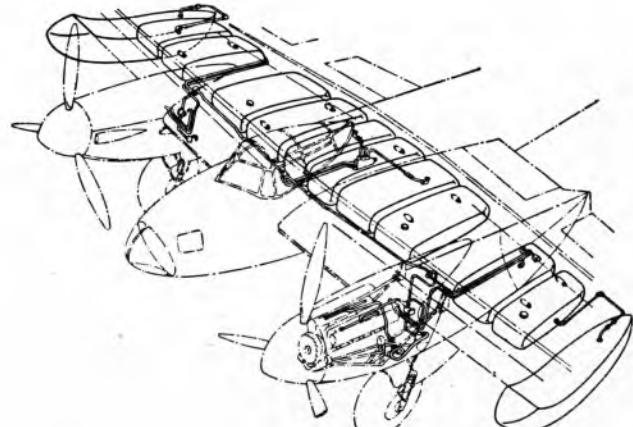
Sami rezervoari izrađuju se danas prvenstveno od aluminijumskog lima ili od limova lakih legura tipa hidronalijum ili slično, koje se dobro zavaruju a odlikuju se većom otpornošću prema koroziji.

U cilju zaštite od gubitka goriva u ratnim uslovima (u slučaju probroja zrnom) prevlači se preko rezervoara goriva specijalni omotač od gume, koja steže rupu i sprečava jače curenje goriva. Taj omotač ubrzo je u toku poslednjeg rata prerastao u sam rezervoar.

Naime, kad je pronađena sintetička guma otporna prema gorivu, pokazalo se da je suvišna unutrašnja metalna konstrukcija rezervoara, te je celu funkciju rezervoara mogla da preuzeće spoljna gumeni vreća. Zato je bio potreban samo jedan konstruktivni uslov: da novi gumeni mehani rezervoar bude smešten u neko odjeljenje sa čvrstim zidovima, koji će mu obezbediti održavanje oblika i primiti hidrostatička opterećenja. Ovaj tip rezervoara pokazao se veoma praktičnim i pogodnim i zbog toga što se

lako adaptira raznim oblicima slobodnog i često nepristupačnog prostora, u koji se ne bi mogao smestiti običan kruti rezervoar.

Sem prednja dva tipa normalnih rezervoara, koji se mogu vaditi i zamenjivati, u poslednje vreme se, naročito na jačim mlaznim avionima, sve češće predviđaju tzv. *integralni rezervoari*. Oni se grade na taj način da se pojedine veće ili manje sekcijs krila — najčešće partie medu ramenjačama — izoluju pregradnim zidovima i obezbedi potpuno hermetičko zaptivanje svih njihovih spojeva, kako bi se mogle upotrebiti kao spremnici za gorivo. Ovakve sekcijs, odnosno rezervoari, u nekim većim avio-

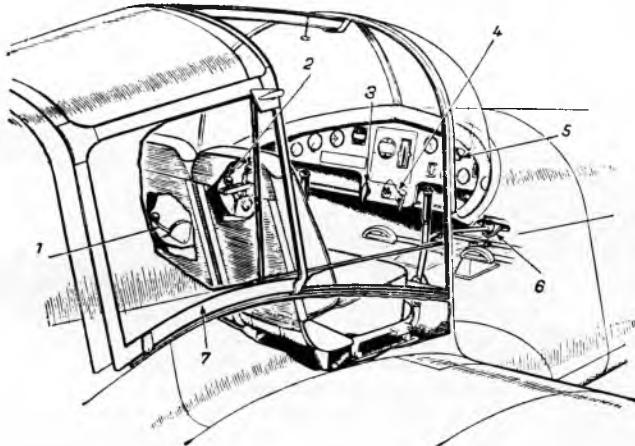


Sl. 87. Raspored spremnika goriva u krilima (»Mosquito«)

nima (kao npr. Boeing 52 i 707) protežu se skoro po celom razmahu krila, tako da je takva konstrukcija krila dobila i naziv »mokro krilo«.

#### Pilotska kabina

Da bi jedan avion postao sposoban za let, potrebno je, pored svih do sada opisanih njegovih organa i pored pogonske motorske grupe, da se još obezbedi i pravilan smeštaj pilota koji će njime upravljati, kao i mnoštva raznih uređaja i opreme neophodne za let i bezbednost. Budući da je upravljanje avionom vrlo delikatna i naporna služba, traži se da pilot bude smešten u udobno sedište, koje uz to mora biti sposobno za individualno podešavanje visine, kako bi se svaki pilot bez obzira na svoju visinu mogao sam po-



Sl. 88. Pilotska kabina turističkog dvoseda. 1 upravljač trimera horizontalnog krila, 2 regulisanje dovoda goriva i mešavine, 3 kočnica, 4 paljenje, 5 sklopka zakrilca, 6 poluže za upravljanje prednjim točkom, 7 klizna vrata

staviti u najudobniji položaj. Sem reglaže sedišta, i u vezi sa njom, mora se izvesti i reglaža odstojanja nožnih komandi od samog pilotskog sedišta, što opet izvodi sam pilot za vreme leta. Pored toga, a u cilju pravilnog osećanja komandi leta i njihovih reakcija, pilot za vreme leta treba da se čvrsto veže za sedište, kako bi izbegao sve nezgode od atmosferskih perturbacija. U vezi sa takvim svojim fiksnim položajem u kabini, a i u cilju manjeg zamora, sve potrebne poluge, komandne ručice, prekidači, ventili i sve ostalo treba da se nalazi na domaku ruke pilota i da bude lako pokretljivo.

Konačno, za pilotovu krajnju sigurnost obavezno je potrebno (izuzev u službi putničkog saobraćaja) da on nosi svoj padobran za spasavanje u slučaju krajnje nužde.

Kad avion leti većom brzinom, npr. preko 600 km/h, usled velikog otpora vazduha pilotu je praktično nemoguće izvući se iz kabine da bi mogao da iskoči i upotrebi svoj padobran. Zbog toga je za moderne avione zvučne i nadzvučne brzine morao biti konstruisan specijalni kompletan uređaj za spasavanje. Ovaj uređaj sastoji se od specijalnog sedišta sa padobranom, koje se izbacuje eksplozivnim putem iz male »prangije« skupa sa vezanim pilotom u njegovu normalnom sedećem stavu. Po oslobođenju od aviona i posle izvesnog udaljenja od njega, pilot se osloboda sedišta i nastavlja pad sa svojim normalnim padobranom.

U sl. 88 i 89 pokazana su dva razna tipa unutrašnjosti pilotske kabine sa svojim poklopцима. Sl. 88 prikazuje kabинu za dva člana posade turističkog aviona, gde su sedišta postavljena uporedo, a providni krov kabine otvara se klizanjem po svojim vodicama, i to u pravcu leta. Sl. 89 prikazuje uređaj kabine prelaznog trenažnog aviona sa brojnijom opremom i sedištima u smeštaju »tandem«. Tu se vrlo jasno vidi sistem udvojenih komandi leta i reglaže sedišta. Providni krov ovde se otvara obrtanjem oko jedne bočne šarke ustranu.

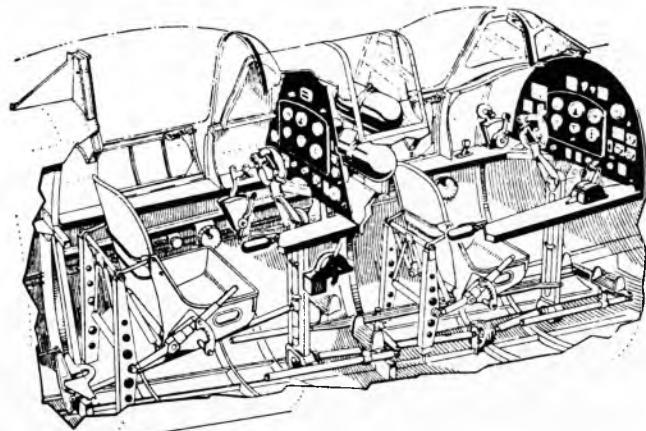
LIT.: B. Hamlin, Flight testing, New York 1944. — Л. И. Сумугин, Основы проектирования самолетов, Москва 1945. — T. A. Dickinson, American aircraft construction handbook, New York 1946. — C. H. Can, Прочность самолета, Москва 1946. — K. D. Wood, Airplane design, Boulder, Colo. 1947. — G. du Merle, Construction des avions, Paris 1947. — D. Stankov, Predavanja iz statike aviona, Beograd 1948. — S. Milutinović, Konstrukcija aviona, Beograd 1949. — M. Nenadović, Osnovi aerodinamičkih konstrukcija, Beograd 1950. — L. E. Neville, Aircraft designers data book, New York 1950.

— Tehnika vazduhoplovstva, u R. Živković (red.), Enciklopedija tehničkih znanja, Beograd 1951. — Sv. Popović, Oprema aviona, Beograd 1960. Si. M.

#### KLIMATIZACIJA NA AVIONU

Kiseonički uređaji koji se primenjuju pri letu na velikim visinama ne mogu da zadovolje sve zahteve visinskog leta, jer je za svakog člana posade i putnika potreban glomazan uređaj s kojim se ne može kretati, a nastaju i nezgode pri letu na velikim visinama ili pri brzim promenama visine, kao i nad raznim klimatskim područjima. To je dovelo do gradnje kabina sa natpritiskom i sa klimatskim uređajima, kako bi se mogli ostvariti podesni uslovi pritiska i temperaturu za nesmetano disanje posade na raznim visinama. U dobro zaprivenoj komori stvaraju se atmosferski uslovi približno ravni onima na zemlji, sa odgovarajućom količinom kiseonika i odgovarajućom temperaturom i vlagom. Da bi avionska kabina zadovoljila uslove leta na velikim visinama, potrebno je omogućiti pravilno regulisanje pritiska, temperature i vlažnosti vazduha u kabini. Osim toga, od ne manje važnosti je i prečišćavanje vazduha u kabini, kao i njeno provetrvanje. Provetrvanje kabine aviona potrebno je radi održavanja umerenog procenta ugljendioksida  $\text{CO}_2$  i eliminiranja ugljenmonoksida CO (ako vazduh sadrži samo 0,1% CO, zasićenost krv kiseonikom pada na polovicu; zatim radi eliminiranja suviše vlage i mirisa koje stvara telo čoveka. Za provetrvanje do visine od 2500 m, koje je na avionima uobičajeno pri toploem vremenu radi osvežavanja putnika, zahteva se protok svežeg vazduha od 600 g/min po putniku.

**Regulisanje pritiska** potrebno je izvršiti pri letu na visinama većim od 2500 m, jer parcijalni pritisak kiseonika postaje nedovoljan te se veštačkim putem mora nadoknaditi, dok je na visinama ispod 2500 m opitima utvrđeno da svaki prosečan čovek može da diše bez teškoća, tako da se do te visine mogu potpuno bezbedno vršiti letovi bez ikakvog dodatka kiseonika. Kako sa porastom visine pritisak vazduha opada, stvaraju se između spoljne i unutrašnje strane nepropusne kabine razlike u pritiscima, te je važno izvršiti pravilnu raspodelu naprezanja i omogućiti zaptivanje sastava, prozora i vrata. Uglavnom postoje tri tipa kabina pod pritiskom: a) kabina pod pritiskom koji odgovara

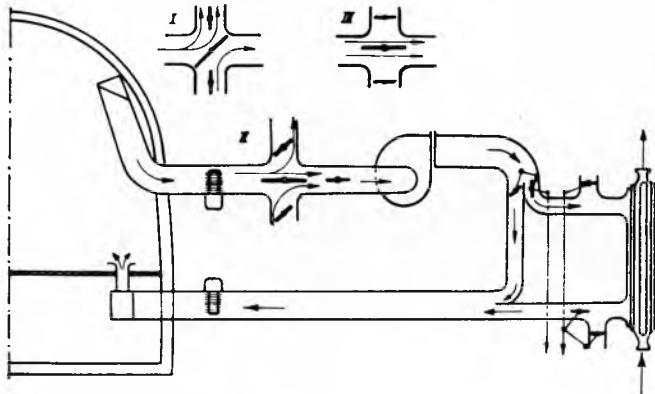


Sl. 89. Pilotska kabina prelaznog trenažnog aviona

pritisku spoljnog vazduha na visini od 2500 do 3000 m, u njoj nije potreban kiseonički uređaj, sem u slučaju krajnje nužde; b) kabina sa pritiskom koji odgovara spoljnom pritisku vazduha na visini 9000 m, potreban kiseonik posada dobija iz kiseoničkog uređaja; c) kabina sa pritiskom koji odgovara spoljnom pritisku vazduha na visini 12 000 m, posada udiše čist kiseonik iz uređaja i mora da bude vrlo otporna na uticaj smanjenog pritiska vazduha. Za ostvarenje određenog pritiska vazduha u kabini služi kompresor koji dobija pogon od motora i daje količinu vazduha u zavisnosti od broja obrtaja motora. Izabrani protok vazduha održava se automatski smanjenjem ili povećanjem dovoda vazduha u kabinski kompresor. Nezavisno od apsolutne vrednosti spoljnog pritiska, vrlo je važno da se za vreme leta ne dešavaju nagle promene pritiska u kabini, te je radi toga pilotima propisano da kako pri penjanju tako i pri spuštanju ne prelaze vertikalnu brzinu

od 2 m/sek. U slučaju iznenadnog popuštanja zaptivenosti kabine jedino spasonosno sredstvo je raspodela velike količine kiseonika bar posadi aviona, koja treba vrlo brzo da dovede avion na podnošljivu visinu.

**Regulisanje temperature** omogućuje da se u kabini održava stalna temperatura od 20°C, iako spoljna temperatura vazduha varira i obično je jednaka ili niža od 20°C. Ukoliko putnici spašavaju, treba povećati temperaturu u kabini do 22°C. U slučaju



Sl. 90. Shema grejanja i provetrvanja kabine

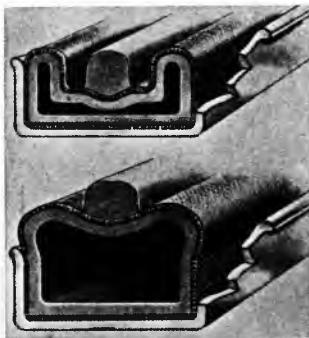
nužde, dopuštene minimalne temperature mogu da se kreću u granicama od 10 do 15°C. Da bi se održala stalna temperatura u kabini i pored varijacija temperature spoljnog vazduha u atmosferi, potrebno je ostvariti na avionu sistem grejanja i sistem hlađenja, a pomoću regulatora vršiti regulisanje temperature. Sistem grejanja se obično sastoji od jednog ili dva benzinska grejača. Toplotni učinak im je  $\sim 50\ 000$  kcal/h. Sav benzinski pribor nalazi se u komori zaštićenoj od eksplozije, koja se provetrava. Topli vazduh koji se dovodi u kabину ne bi trebalo da ima temperaturu višu od 130°C, no s tim da temperatura ne bude viša od 40°C ako se dovod vazduha nalazi negde u blizini putnika. — Sistem hlađenja sastoji se obično od hladnjaka, ekspanzionate turbine i ventilatora. Snabdevanje hladnim vazduhom vrši ekspanzionu turbina. Regulatori za hlađenje uključeni su u sistem regulatora temperature. Pri ugradnji uređaja za zagrevanje kabine mora se strogo voditi računa o tome da otrovni gasovi ne prođu u kabинu. Količina prečišćenog vazduha koju treba ubaciti u kabinu različita je i zavisi kako od visine leta tako i od grejanja, a takođe i od tipa kabine. Na slici 90 data je shema grejanja i provetrvanja jedne kabine kojoj se dodaje kiseonik. Pomoću termostata, koji automatskim putem komanduje ventilima, ostvaruju se sledeća tri regulisanja: a) položaj I, od 0 do 2500 m, za provetrvanje bez grejanja; b) položaj II, grejanje ispod 2500 m; c) položaj III, grejanje iznad 2500 m, pri čemu je potpuno isključena veza sa spoljnom atmosferom te se cirkulacija vazduha vrši u zatvorenom krugu.

**Regulisanje vlažnosti vazduha** u kabini je vrlo važno jer za posadu i putnike nisu ugodni ni suviše vlažan, ni suviše suv vazduh. Smatra se da je relativna vlažnost od 33% najpogodnija. Relativna vlažnost je dosta mala zimi, a takođe i na velikim visi-

nama, te je u tim prilikama potrebno dodavanje vlage. U tropskim i umerenim predelima potrebno je smanjiti procent vlage u vazduhu. Kako su uslovi leta raznovrsni, neophodno je da na avionu postoji uređaj kako za dodavanje tako i za smanjivanje vlažnosti vazduha. Dopoštena je vlažnost od 30 do 70%, a kratkovremeno najviše do 80%.

**Ugušivanje zvuka** (insonorizacija kabine) je naročito važna za putničke avione, radi pružanja što veće udobnosti putnicima. Njen zadatak je da u unutrašnjosti kabine umanji nivo buke i vibracija koje se javljaju pri radu motora, elise itd. To se postiže bilo uticanjem na sam izvor buke, bilo izolovanjem kabine koja svojom zaptivenošću predstavlja bitan element insonorizacije. Međutim, i pored dobro izvedene zaptivenosti moguće je da neki delovi kabine, npr. vrata, prozorska stakla i dr., dođu u rezonanciju sa vibracijama glavnog izvora buke, tako da ova mesta predstavljaju u unutrašnjosti kabine nove izvore buke, često veoma intenzivne, protiv koje zaptivenost kabine nema efekta. Pri kraćem letu dopuštena buka na putničkim avionima iznosi do 100 decibela, za duže letove dopušta se buka jačine svega do 80 decibela.

**Zaptivanje kabine** naročito je važno na avionima sa kabinom pod pritiskom i dosta ga je teško ostvariti na mestima gde postoji relativno pomeranje između susednih površina, kao što je to slučaj kod otvora, vrata itd. Uobičajeno je da se za takve vrste zaptivanja upotrebljava guma kao zaptivač. Međutim, zaptivanje većih razmaka između pojedinih delova avionskih konstrukcija gde je u nekim momentima potrebno i omogućiti kretanje nemoguće je ostvariti uobičajenim vrstama zaptivača, već se to ostvaruje pomoću gumenih cevi-komora koje se mogu naduvavati. Karakteristično je za ovu vrstu zaptivača da oni imaju veći hod i veću dodirnu površinu po liniji zaptivanja. Po izdvajanju ove zaptivke



Sl. 92. Zaptivka pilotske kabine ojačana platnom



Sl. 93. Zaptivka ojačana platnom, ugrađena na avionu

omogućavaju potpuno slobodno kretanje konstrukcije. Na sl. 91 prikazana je ovakva zaptivka za zaptivanje dva sklopa u konstrukciji, i to u slobodnom i u naduvrenom stanju. Na sl. 92 prikazana je zaptivka pilotske kabine ojačana platnom, a na sl. 93 dat je izgled ove zaptivke ugrađene na avionu. (V. takođe *Ventilacija i klimatizacija*.)

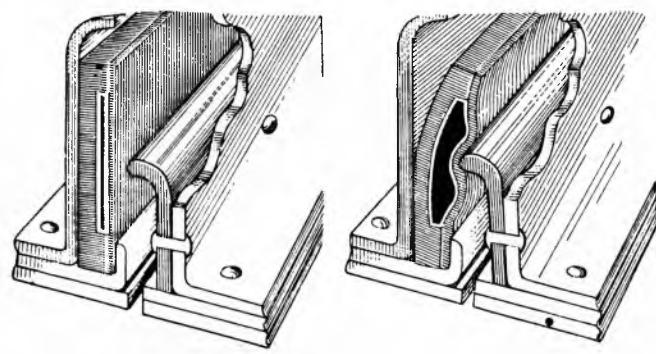
Sv. Po.

#### ODLEDIVANJE AVIONA

Led se na avionu stvara samo ako se u atmosferi nalaze sitne kapljice, u obliku bilo oblaka bilo kiše, koje su rashladene ispod tačke smrzavanja, tj. na temperaturi ispod 0°C. Ovakvo stanje vode je nestabilno i ona se smrzava na raznim temperaturama, što obično zavisi od čestica oko kojih počinje kristalizacija. Zaledivanje se može pojaviti na svim temperaturama od 0° do -45°C, ali se najčešće javlja na 0° do -10°C.

Stvaranje leda na avionu smanjuje njegovu bezbednost, tim pre što se pri nestabilnoj atmosferi sa jakim usponskim strujanjem led stvara manje-više trenutno i usled poremećenog strujanja lako dovodi do katastrofe čiji se uzrok kasnije teško može ustanoviti, jer led isčezava i otpada još tokom samog leta, pre nego što se avion sruši na zemlju.

U kojem će se obliku hvatati led na površinama aviona zavisi od brzine kojom se latentna toplota može da odvodi. Najveća je kada je temperatura leda oko 0°C i u tom slučaju led ima staklast izgled. Na nižim temperaturama i kad je sadržina vode manja,



Sl. 91. Zaptivanje dva sklopa u konstrukciji pomoću gumenih cevi-komora koje se mogu naduvati, u slobodnom i u naduvrenom stanju

stvara se led u obliku inja. Za avion najopasniji je staklast led, jer se obično hvata na većoj površini. Najveće naslage leda stvaraju se na temperaturi oko  $0^{\circ}\text{C}$  ili nekoliko stepeni ispod nje. Pored temperature vazduha na stvaranje leda utiče i temperatura površine aviona, koja se usled trenja vazduha zagreva. Osim toga, veliki uticaj na zaledivanje ima i brzina leta, zbog toga što se pri kretanju aviona njegove površine zagrevaju trenjem utoliko više ukoliko je brzina veća. Za avione malih brzina do 250 km/h zagrevanje je neznatno te se može zanemariti, jer je temperatura površine aviona bliska temperaturi vazduha kroz koji avion leti.

Kvalitet obrade površina takođe utiče na zaledivanje; tako da se dobro polirane površine znatno teže zaledaju. Prema američkoj konцепцији do zaledivanja dolazi usled mehaničkog udara kapljica vode o površine aviona, a vreme zaledivanja je utoliko kraće ukoliko je poluprečnik kapljice manji i temperatura i vlažnost manja, tj. ako je vazduh hladan i suv, kapljice će se brže smrznuti. Gornja strana prednje ivice krila je najpogodnije mesto za stvaranje leda, jer usled odvajanja struje vazduha nastaje izvestan vakuum sa relativno mirnim vazduhom. Prostor neposredno iza glave zakivaka preko kojih struji vazduh takođe je pogodno mesto za stvaranje leda jer se kapljice vode pri udaru u metal spljošte, usled čega im se površina jako poveća. Time je omogućeno naglo odvođenje latentne topote, te se kapljice pretvaraju u led i lepe za metal. Jednako kao na krilima, led se stvara i na prednjim ivicama repa i na oblogama motora. Na avionima u letu najčešće se javlja zaledivanje pri brzom spuštanju kroz oblake koji imaju temperaturu oko  $0^{\circ}\text{C}$ , kao i pri letu kroz oblake sa vodom koji imaju temperaturu oko  $0^{\circ}\text{C}$ , jer se usled naglog испarenja vode na površinama aviona pojavljuje znatan pad njihove temperature. Težina naslage leda može da iznosi i do 6% težine aviona, što menja njegovu centražu, a osim toga usled promene oblika aeroprofila nosećih površina dolazi do smanjenja nosivosti i povećanja otpora.

Isto tako opasno je i stvaranje leda na kracima elise, koje dovodi do deformacije aeroprofila i neuravnoveženosti krakova elise, odnosno do vibracija i smanjenja njene vučne sile. Komadići leda odvojeni od elise mogu takođe oštetiti avion, a zaledivanje glavčine može da onemogući rad mehanizma za promenu koraka elise. Ništa manje nije opasno ni stvaranje leda na rešetkama usisnih škrga motora, kako klipnih tako i mlaznih aviona, zatim u karburatoru, na anteni radio-stанице, koja može da se slomi zbog vibracije usled povećane težine, isto tako na prednjem staklu kabine pilota i na reflektoru za sletanje, koji usled toga postaju neupotrebljivi, na zglobovima komandi i pokretnih površina, na otvorima za ventilaciju kabine, na brzinomeru, žiroskopu i drugim instrumentima koji upotrebljavaju spoljni vazduh za svoje pokretanje, itd.

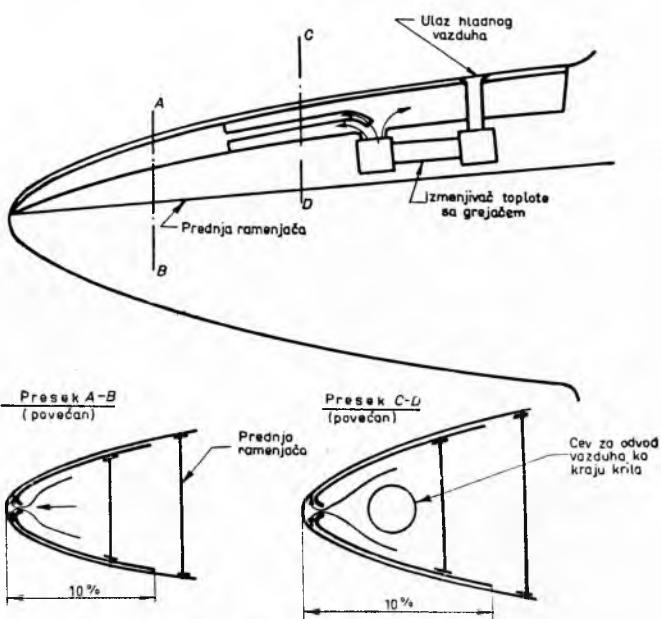
Za odstranjivanje leda na avionu, tj. *odledivanje*, primenjuju se razna sredstva i načini, koji se mogu podeliti u tri grupe: *mehaničko*, *toplotno* i *hemijsko* odledivanje.

**Mehaničko odledivanje.** Jedan od najjednostavnijih mehaničkih odledivača je mehanički brisač stakla koji se upotrebljava na raznim motornim vozilima za javni saobraćaj radi brisanja, odnosno odledivanja prednjeg stakla kabine vozača. U poslednje vreme primenjuju se na avionima, radi postizanja što bolje vidljivosti za pilota, savršeniji mehanički brisači sa  $\sim 480$  oscilacija u minutu, a takođe i obrtni brisači sa  $150\cdots500$  o/min. Mehanički način odledivanja najviše se primenjuje za odledivanje nosećih

površina aviona, na kojima se talože slojevi leda, naročito na njihovim napadnim ivicama. Na sl. 94 prikazan je uredaj pneumatskog tipa, sastavljen od gumenih komora koje oblažu napadne ivice krila ili repa i koje se automatski naduvavaju pneumatskim putem. Najpre se naduva srednja komora na samoj napadnoj ivici, tako da se sloj leda razbijje. Kada dejstvo srednje komore prestane, naduvavaju se bočne komore, koje uzdižu i odlepse led, a vazdušna struja ga sa sobom odnese. Ovaj sistem odledivanja primenjen je uglavnom na transportnim avionima, npr. na putničkom avionu Douglas DC-3. Pogon ovog sistema vrši se posredstvom dve vakuum-pumpe, čija se usisna strana iskorišćava za pogon žiroskopskih instrumenata, a potisna strana za naduvavanje komora gumenih obloga. Pneumatski uredaj za odledivanje treba da pokrije  $\sim 85\%$  prednje ivice krila, a  $\sim 5\%$  tetine krila.

**Toplotno odledivanje.** Ovaj način odledivanja je najpozdesniji i njegova primena je naročito pogodna na avionima metalne konstrukcije. U početku su se kao osnovni izvor topote obično iskorišćivali direktno izduvni gasovi. Ovakav način grejanja vazduha je nepodesan sa jedne strane usled gubitka reaktivnog dejstva, odnosno gubitka snage motora zbog stvaranja protivpritiska pri izduvavanju, a sa druge strane usled olovnih jedinjenja i vodenih para koje se nalaze u izduvnim gasovima. Stoga se izduvni gasovi danas ne upotrebljavaju direktno već obično preko zagrejača. Ovakav način zagrevanja je veoma problematičan u slučajevima silaska, tj. baš tada kada je zaledivanje najkritičnije, jer motor radi sa smanjenim režimom te je i količina toplostne energije manja. Da bi se to izbeglo, potrebno je kad postoji opasnost zaledivanja ostvariti silaženje sa većim režimom motora.

Drugi način toplotnog odledivanja je sistem sa posebnim grejačem (sl. 95), koji se pokazao kao vrlo podezan iako težinski nije najpovoljniji. Ovaj sistem se sastoji u tome da se sveži vazduh usisani iz atmosfere propušta kroz grejač u kome sagoreva benzin. Zagrejani vazduh odvodi se cevima duž napadne ivice krila, a iz njih se uvodi u samu napadnu ivicu koja ima dvostruki zid. Temperatura toplog vazduha kreće se oko  $150^{\circ}\text{C}$ , a temperatura same napadne ivice treba da bude za  $30\cdots40^{\circ}\text{C}$  viša od spoljne temperature. Za odstranjivanje leda na napadnoj ivici nosećih površina potrebno je pri toplotnom odledivanju pokriti uredajem znatno veću površinu krila nego pri pneumatskom odledivanju, čak i preko 10% tetine, jer led pri topljenju teče preko nosećih površina i ponovo se zamrzava iza zagrejanog dela krila.



Sl. 94. Pneumatski uredaj za odledivanje napadnih ivica krila aviona

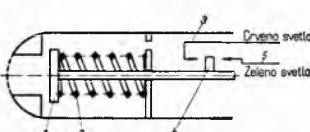
Principijelno, toplotno odledivanje električnom strujom nije podešno zbog toga što zahteva upotrebu velikih generatora na avionu i što je potrošnja električne energije po  $\text{m}^2$  grejne površine vrlo velika ( $4 \text{ kW/m}^2$ ). Ipak, i pored svega toga, odledivanje

električnim putem nije sasvim napušteno i poslednjih godina se sve više usavršava. Tako se npr. u jednom od takvih sistema preko metalne površine koju treba zagrevati nanosi pištoljem sloj izolacije, zatim metalizacioni sloj, a preko toga opet sloj izolacije. Na kraju se površina zaštićuje bojom ili lakovima tako da ukupna debljina sloja iznosi manje od 2 mm. Propuštanjem struje kroz metalni sloj površina se zagreje na 80...100°C. Slojevi su veoma elastični i dopuštaju savijanje limova bez pucanja sloja. Površine koje se na taj način zagrevaju, tj. odleđuju, apsorbuju 2,5...6 W/cm<sup>2</sup>. Te površine su: prednja ivica krila, krak elise, kapa elise, uvodnici vazduha na mlaznim motorima itd. Odleđivanje stakla pilotske kabine vrši se preko električnog otpornika, koji se obično ugradjuje na vojnim borbenim avionima sa pojačanim prednjim zaštitnim staklom kabine. Ovo se staklo sastoji od više slojeva između kojih su umetnute i slepljene sa stakлом vrlo tanke žice-otpornici.

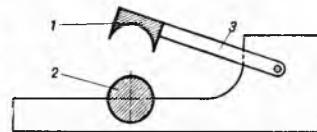
**Hemijsko odleđivanje.** Najpre su vršeni pokušaji sa raznim pastama-mastima kojima su premazivane površine aviona, a koje imaju svojstvo da onemogućuju stvaranje leda. Međutim, ti pokušaji nisu davali dobre rezultate, te se ovaj način više ne primenjuje. Umesto toga počele su se primenjivati izvesne tečnosti kao što su alkohol, benzin i etilglikol, koje su se uspešno primenjivale za odleđivanje prednjeg stakla na pilotskoj kabini, zatim usisnih škriga za vazduh, elise, karburatora itd. Na sl. 96 data je shema instalacije za odleđivanje elise pomoću tečnosti na jednom dvomotornom avionu. Instalacija se sastoji od rezervoara, prečistača, slavine, električne pumpe za potiskivanje tečnosti, otpornika, prekidača, nepovratnog ventila i stenska skupljaka. Da bi se omogućila pravilna raspodela tečnosti u napadnoj ivici elise, napravi se kanal duž napadne ivice. Na taj način tečnost zaštićuje oko trećinu kraka elise, a zaštita preostale dve trećine vrši se time što se na približno 80% dužine kraka nalepi sa obe strane prednje ivice tanka gumenih traka sa otvorenim kanalima koji konvergiraju ka taj ivici. Potrošnja tečnosti za razleđivanje elise iznosi oko 1,14 l/h po jednom kraku. Na sl. 97 prikazan je način primene tečnosti za odleđivanje prednjeg stakla pilotske kabine, pri čemu se kao tečnost za odleđivanje može upotrebiti i benzin. Ovaj način odleđivanja ne zahteva posebnu instalaciju za odleđivanje, jer se benzin dovodi iz glavnog voda za napajanje motora posredstvom jedne slavine koja se ugrađuje u kabini i kojom pilot ručno komanduje. Pri odleđivanju stakla kabine ovakav način odleđivanja pomoću tečnosti može se kombinovati i sa brisačem stakla, radi što bržeg i efikasnijeg odleđivanja.

Odleđivanje na mlaznim avionima sa aeroprofilima nosećih površina male relativne debljine vrši se pomoću sistema »Good-year iceguard« koji se sastoji od mreže malih električnih žica obmotanih tankim slojem gume. Ukupna debljina podloge je samo 2,5 mm, a težina ~ 2,5 kp/m<sup>2</sup>. Po celoj dužini napadne ivice stalno funkcioniše jedna traka, a iza ove su postavljene još dve, nešto šire, koje se naizmenično ukopčavaju i iskopčavaju. Da se ne bi tokom leta uzalud trošila energija (pneumatska, električna i dr.), ili pak tečnost (alkohol, benzin i dr.), potrebno je postaviti na avionu tzv. detektore zaledivanja, koji treba posadu aviona da blagovremeno opomenu o početku zaledivanja, kako bi se tek tada preduzele potrebne mere za odleđivanje i na taj način uštedela znatna energija. Kao detektori zaledivanja mogu da se upotrebe dve Venturijeve trube, od kojih je jedna snabdevena električnim

odleđivačem i funkcioniše normalno, a druga ima na otvoru mrežu od vrlo tankih žica koje se lako zaledju. Kada počne zaledivanje, mreža se delimično zatvara, tako da je pokazivanje Venturijevih truba različito. Detektor sa mrežom i električnim



Sl. 98. Detektor zaledivanja sa mrežom i električnim pokazivačem



Sl. 99. Detektor zaledivanja sa polugom i sečivom oštrom ivicom

pokazivačem prikazan je na slici 98. Kada je mreža slobodna, tj. kada nema zaledivanja, struja vazduha dinamičkim pritiskom savladuje oprugu 2 i klip 1 potiskuje nadesno sve dok pipak 4 ne dodirne strelicu 5 i upali zeleno svetlo. Kada se usled zaledivanja mreža zatvori, opruga potiskuje klip u krajnje levi položaj, te pipak 4 dolazi u kontakt sa strelicom 3 i upali crveno svetlo. Nedostatak pomenuog detektora jeste mogućnost da sneg potpuno zatvori mrežu. Pouzdaniji je u tom slučaju detektor prikazan na slici 99. Poluga 3 dobija alternativno kretanje, a na njenom kraju nalazi se sečivo 1 polukružnog oblika, sa oštrim ivicama koje se lako zaledju. Pri kretanju sečiva preko metalne mase 2 uspostavlja se periodični kontakt, a ako je sečivo zaledeno, kontakta nema.

Sv. Po.

#### ELEKTRONSKA OPREMA NA AVIONU

Elektronska oprema aviona obuhvata uglavnom radio i radarsku opremu. Ona predstavlja jedan od važnih faktora koji doprinose sigurnosti letenja, bezbednosti posade i putnika i tačnosti izvršavanja raznih operacija pri letenju. Upotreba elektronske opreme toliko je ušla u svakidašnji život vazduhoplovstva da je danas teško zamisliti letenje bez njene primene. Pomoću elektronske opreme posada aviona održava radio-vezu sa zemaljskim kontrolnim punktovima odakle prima obaveštenja, uputstva i naredenja, a sa svoje strane dostavlja izveštaje i želje kontrolnim punktovima i održava radio-vezu sa drugim avionima u vazduhu. Elektronska oprema omogućuje pravilno letenje i iznalaženje aerodroma pri lošim uslovima vidljivosti, kada se leti po magli, iznad oblaka ili noću. U takvim uslovima samo elektronski uredaji omogućavaju orientaciju aviona, tačno iznalaženje aerodroma i sletanje bez spoljne vidljivosti.

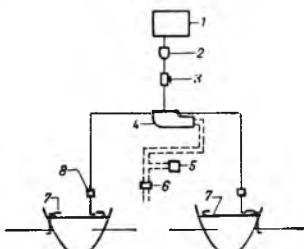
Na vojnim avionima elektronska oprema ima raznovrsniju primenu. Pomoću nje se vrši presretanje i identifikacija neprijateljskih aviona, a isto tako upravljanje vatrom iz topova i mitraljeza. U poslednje vreme se u nekim zemljama vrše ispitivanja u cilju potpune automatizacije aviona. Bez ikakve intervencije pilota elektronski uredaji komanduju avionom za vreme njegovog patroliranja u vazduhu, obavljaju osmatranje vazdušnog prostora, otkrivaju i legitimu neprijateljski avion, zatim usmeravaju svoj avion na neprijateljski, prateći pri tome sve evolucije protivnika i pravovremeno otvaraju vatru na neprijateljski avion bez obzira na optičku vidljivost. Pilot ovde interveniše samo pri poletanju i sletanju.

Celokupna elektronska oprema može se podeliti na: *radiouređaje za vezu, radiouređaje i radarske uređaje za navigaciju, radio-uredaje i radarske uređaje za sletanje bez spoljne vidljivosti i radio-uredaje za druge namene*.

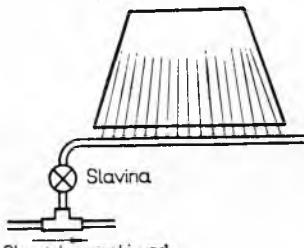
Avionsku elektronsku opremu karakteriše nekoliko specifičnosti, kao što su: težina, oblik i zapremina, aerodinamički otpor, uticaj smanjenog pritiska, temperature i vibracije.

Teži se za tim da elektronska oprema ima što manju težinu, kako bi avion imao što veću korisnu nosivost. Zbog toga se elektronski uredaji izrađuju od lakih metala i primenjuju se sva konstruktivna rešenja koja smanjuju težinu uredaja. U tom smislu su postignuti dobro rezultati, tako da avionski radari teže oko 100 kp i manje, dok težine zemaljskih radara iznose po nekoliko hiljada kp.

Oblik i zapremina pojedinih delova elektronske opreme su takođe važni. Za avion je mnogo povoljnije ako se ova oprema sastoji od većeg broja manjih delova nego ako se sastoji od jednog ili dva velika dela. Manji delovi se mogu lakše ugraditi u avion i sa njima se može postići bolji raspored težina radi dobijanja dobre



Sl. 96. Shema instalacija za odleđivanje elise pomoću tečnosti na dvomotornom avionu. 1 rezervoar tečnosti, 2 prečistač, 3 slavina, 4 pumpa, 5 otpornik, 6 prekidač, 7 brizgači, 8 nepovratni ventil



Sl. 97. Odleđivanje prednjeg stakla pilotske kabine tečnošću

centraže i stabilnosti aviona. Pored toga, i održavanje je lakše ako se uređaj sastoji od više delova. Međutim, veći broj delova povećava ukupnu težinu zbog upotrebe većeg broja kablova. Ovi protivurečni zahtevi se obično rešavaju kompromisom u svakom datom slučaju, a pored toga kablovi se smanjuju ako se prilikom ugradnje uspe da se delovi postave blizu jedan drugom.

Aerodinamički otpor što ga stvara kućište radarske antene mora biti što manji. Ovaj zahtev dovodi i do toga da su dimenzije antene što je moguće manje. Kad se ovo poveže sa zahtevom da snop elektromagnetskih talasa koje zrače antene treba da bude što uži, onda to dovodi do zaključka da avionski radar mora da radi na što je moguće kraćim talasnim dužinama. Talasne dužine oko 3 cm odgovaraju ovom zahtevu, pa zbog toga avionski radari uglavnom rade na talasnoj dužini od 3,2 cm. Bilo je pokušaja da se talasna dužina avionskih radara smanji čak do 1,25 cm i da se na taj način još više smanje dimenzije radara. Međutim, to smanjenje dimenzija nije donelo velike koristi jer talase od 1,25 cm upija u velikoj meri vodenu paru u atmosferi.

Elektronski uređaji su izloženi velikim promenama pritiska i temperature. Pritisak spoljnog vazduha pri zemlji je približno jednak jednoj atmosferi, a na visini oko 10 000 m on pada na 0,2 atmosfere. Pri ovakvom pritisku lako dolazi do preskoka varnica u tačkama u kojima postoji visoki napon. Pored toga, niske temperature na velikim visinama uzrokuju u uredajima kondenzaciju vodene pare koja se skoro redovno nalazi u vazduhu pri zemlji i na manjim visinama. Najbolji je lek protiv ovih teškoća ako se pojedini delovi hermetički zatvore i stave pod pritisak koji je nešto veći od spoljnog pritiska pri zemlji.

Temperaturne promene se kreću od  $-55^{\circ}\text{C}$  do  $60^{\circ}\text{C}$ , pa se mora obezbediti da svi delovi opreme pravilno funkcionišu u tim granicama temperature.

Kako su elektronski uređaji izloženi vibracijama i udaru, oni se moraju zaštитiti specijalnim amortizerima koji ublažuju udare.

Na kraju, elektronski uređaji moraju biti oklopjeni i zaštićeni da bi se eliminisale sve smetnje koje mogu doći od sistema paljenja motora i od drugih uređaja, a isto tako da bi se otklonile uzajamne smetnje.

#### **Radiouredaji za vezu**

Radiouredaji za vezu su avionski i zemaljski radiouredaji koji služe za održavanje radio-veze između aviona i zemaljskih kontrola letenja, kao i za održavanje radio-veze sa drugim avionima u vazduhu. Pored toga, radiouredaji za vezu služe još za međusobno sporazumevanje posade aviona, kao i za saopštenja putnicima za vreme leta.

Prvi avioni imali su samo radioprijemnik, tako da su sa zemlje dobijali razna obaveštenja i uputstva, ali sa aviona se nije mogao potvrditi prijem niti se mogla preneti neka želja. Na savremenim se avionima postavljuju i prijemnik i predajnik.

U radiouredaje za vezu spada i *aviotelefon*, koji služi za održavanje veze između članova posade. To je u stvari elektronski pojačavač govornih učestanosti. U poslednje vreme se umesto klasičnih cevi za aviotelefon upotrebljavaju transistori, čime je znatno smanjena njegova težina i zapremina.

**Specifičnosti avionskih radiouredaja za vezu.** Osnovi elektronske tehnike uopšte, a napose osnovi i opis radio-uredaja za vezu nalaze se u ovoj enciklopediji na drugom mestu. Ali s obzirom na specifične uslove namene i ugradnje, ti uređaji su ponekad dobili i sami specifična obeležja. Avionska električna mreža ima jednosmerni napon od 24...28 V. To je zbog toga što na avionu pored generatora kao izvor električne energije služi i akumulator, koji bi za veći napon imao mnogo veće dimenzije i težinu, što bi otežalo njegovu upotrebu na avionima. Međutim, kako su raznim radiostanicama potrebni mnogo veći jednosmerni naponi: 200 V, 400 V, nekima čak i 1000 V i više, potrebno je da se od 24 V dobije odgovarajući napon. Tu ulogu vrši *pretvarač*, tj. on pretvara niski jednosmerni napon u visoki, opet jednosmerni. Pretvarač je motor-generator koji se s jedne strane napaja jednosmernom strujom iz avionske mreže te radi kao motor, a na drugoj strani radi kao generator i daje potrebne napone: visoki i niski.

Na avionima se primenjuje nekoliko tipova *antena*: fiksna, viseca, štap, mač, površinska, okvirna, usmerena i dr. Usmerene

antene mogu imati različite oblike, ali su najčešće antene sa paraboloidnim reflektorima i u vidu proširenog talasovoda.

Na avione manjih brzina antene se ugraduju spolja na trupu, na bržim avionima ugraduju se unutar konstrukcije aviona, kako bi predstavljale što je moguće manji aerodinamički otpor. Za radarske antene, koje su relativno velike i koje moraju biti van metalne konstrukcije aviona, izrađuju se specijalna aerodinamička kućišta od izolatorskog materijala. U većini avionskih radiouredaja upotrebljava se za prijem i za predaju ista antena.

Inače je, uopšte uvezvi, glavni uslov za ugradnju radiostанице na avionu, koji joj često određuje karakteristike, ograničenost zapremine i potreba smanjenja težine. To dolazi do izražaja naročito na manjim avionima i stoga radiostанице na tim avionima imaju i manji domet. Na većim avionima težina radiostанице nije toliko kritična, pa se na njih montiraju veće radiostанице. Uostalom, za te avione je i preko potrebno da im radiostанице imaju veći domet, a to povlači za sobom povećanje dimenzija i težine.

Drugi specifični uslov montiranja radiouredaja u avionima jeste daljinsko komandovanje. U manjim avionima radiostанице se ne može ugraditi nadohvat pilotu, već se postavlja u trupu daleko od pilota, pa se zbog toga da pilotova sedišta izvode samo najvažnije daljinske komande. Do kabine se izvode prekidači pomoću kojih pilot može da uključi ili isključi radiostanicu i preklopnik ili kutija sa dugmadima za izbor i promenu kanala. Prekidač za predaju se obično ugradjuje na palici ili na ručici za gorivo, tako da je stalno pod rukom. U većim avionima su daljinske komande manje potrebne, jer oni imaju radio-operatora koji direktno rukuje radiostanicama.

Jednostavno rukovanje je vrlo važan uslov. Da bi se izbeglo podešavanje radiostанице u vazduhu za vreme leta i da bi prelaz sa jedne učestanosti na drugu bio što prostiji, izrađuju se radiostанице koje se na zemlji mogu podesiti na nekoliko unapred određenih učestanosti (kanala). Pilot ili radio-operatoru ostaje samo da prebacи preklopnik na željeni kanal ili pak da pritisne odgovarajuće dugme. Teži se za tim da svaka radna učestanost ima poseban kanal i da se preko posebnih kanala održavaju veze sa kontrolnim radiostanicama na usputnim aerodromima. Tako veliki broj kanala se naročito lako postiže na radiostanicama koje rade sa kristalima. U starijim radiostanicama trebalo je za svaku radnu učestanost imati po dva kristala, tako da jedan služi za predajnik, a drugi za prijemnik. U novijim radiostanicama broj kristala je smanjen na polovicu, a najnovije radiostанице imaju svega tridesetak stalnih kristala sa kojima se postiže nekoliko stotina kanala.

Iz praktičnih razloga radiostанице na malim avionima rade samo telefonijom, dok radiostанице na velikim avionima rade telefonijom i telegrafijom.

U početku su se na avionima upotrebljavale radiostанице koje su radile na dugim talasima. Međutim, te su radiostанице bile glomazne i teške, a naročito su bile nepraktične njihove viseće antene, koje nisu dopuštale rad radiostанице za vreme voženja aviona po zemlji, kao ni za vreme poletanja i sletanja.

Uporedno sa razvojem elektronske tehnike razvijale su se i avionske radiostанице za vezu. Tako su dugotalasne radiostанице zamenjene srednjetalasnim, a zatim kratkotalasnim (KT) i vrlo kratkotalasnim (VKT). Danas se uglavnom upotrebljavaju VKT radiostанице, a na većim avionima pored VKT još i KT radiostанице.

Sa radiostanicama na vrlo kratkim talasima se postiže vrlo čist prijem jer atmosferske i druge smetnje kod njih praktično ne dolaze do izražaja, ali im je domet ograničen na optički horizont zbog pravolinjskog prostiranja njihovih radiotalasa. Zbog toga se za održavanje radioveze iza optičkog horizonta, praktično do vrlo velikih udaljenosti, na velikim avionima upotrebljavaju još i KT radiostанице.

U nekim industrijski razvijenijim zemljama uvode se u eksploraciju i radiostанице sa ultrakratkim talasima (UKT). Prednost ovih radiostаница су smanjene dimenzije i težina, još čistiji prijem, teže ometanje od strane neprijatelja i dr., ali im je nedostatak što su skuplje i teže za održavanje.

### Radiouređaji i radarski uređaji za navigaciju

Radiouređaji i radarski uređaji za navigaciju omogućuju vođenje aviona po nekom unapred određenom kursu pri letu iznad oblaka, iznad zemljišta bez orijentira, po tamnoj noći pod složnim meteorološkim uslovima, kao i pri školskom letu. Po dolasku do određenog aerodroma sletanje se vrši uz pomoć radiouređaja za sletanje bez spoljne vidljivosti.

Postoji više sistema za radionavigaciju. Ovde će biti prikazani samo najvažniji: *goniometar, radiokompas, VOR-prijemnik, radar za navigaciju i Doppler-navigator*.

**Goniometar** je jedno od najstarijih sredstava za navigaciju. Sastoji se od jednog zemaljskog prijemnika koji pored obične antene ima još i okvirnu. Okvirna antena služi za usmereni prijem. Ona najbolje prima elektromagnetne talase kada se njena ravan postavi u pravcu dolazećih talasa. U tom slučaju se u njenim namotajima indukuju suprotne elektromotorne sile, ali nejednakice po veličini, tako da se na njenim krajevima pojavljuje određena vrednost signala prijemnika radiostanice. Ako ravan okvirne antene zaklapa neki ugao sa pravcem dolazećih talasa, smanjuje se jačina signala prijemne radiostanice, a ako je ravan okvirne antene normalna na pravac dolazećih signala, u namotajima okvirne antene indukuju se suprotne elektromotorne sile jednakе veličine, tako da je rezultanta signala na krajevima antene ravna nuli. Međutim, okvirna antena unosi tzv. neizvesnost od  $180^\circ$ , jer se pomoću njenog minimuma prijema može odrediti pravac dolazećih signala, ali se ne može odrediti i njihov smer, ne može se znati da li je emisija radiostanica ispred nje ili iza nje. Zbog toga goniometar pored okvirne antene ima još i običnu, koja otklanja tu neizvesnost. Kombinujući osobine obe antene može se podesiti da se u smeru dolazećih talasa dobije bilo maksimalna bilo nulta vrednost signala. Signali iz obe antene prenose se u prijemnik goniometra i primaju na sluh. Pomoću sluga tačnije se određuje smer sa minimalnom nego sa maksimalnom jačinom prijema. Minimum se može sluhom odrediti sa tačnošću od  $0,5$  do  $1^\circ$ , dok se razlika u maksimumu ne može zapaziti ni kad se okvirna antena okreće za nekoliko stepeni.

Okvirna antena je izrađena tako da se može okretati na svom postolju. Na postolju je skala izdeljena na  $360^\circ$  tako da  $0^\circ$  odgovara geografskom severu.

Za goniometrisanje se na avionu upotrebljava radiostanica za vezu. Kad je posada aviona uhvatila kontakt sa goniometarskom stanicom, uključuje se avionski predajnik da emituje svoje signale u vremenu od  $\sim 0,5$  minuta. Za to vreme goniometrista na zemlji okreće okvirnu antenu i pomoću minimuma određuje ugao koji zaklapa pravac avion - goniometar u odnosu na geografski sever. Izmereni ugao se saopštava avionu preko radiostanica za vezu. Na taj način posada aviona je upoznata samo sa pravcem u odnosu na poznatu lokaciju zemaljskog goniometra, dok pozicija aviona na datom pravcu ostaje neodređena.

Za određivanje pozicije aviona u letu, na zemlji treba da saraduju tri, a najmanje dve radiogoniometrijske stanice. Jedna od njih je glavna a ostale su pomoćne. Snimanje aviona vrše sve stаницe istovremeno, ali pomoćne predaju rezultate snimanja glavnoj, koja na specijalnoj geografskoj karti vrši presecanje dobijenih pravaca. Presek ovih pravaca na karti daje trenutnu poziciju aviona koja se avionu saopštava tekstualno, npr.: »Vaša pozicija je  $10\text{ km severoistočno od Sarajeva}$ «. Dobro uvežbani radiotelegrafisti mogu da avionu predaju podatke o njegovu položaju u vremenu od 40 sekundi računajući od trenutka traženja.

Sistem navigacije pomoću radiogoniometra je najstariji sistem, koji se sada polako napušta. Glavni njegov nedostatak je dug vreme koje je potrebno da bi se izvršilo tačno snimanje, jer radiotelegrafisti nisu uvek provklasne sposobnosti. Pored toga, zemaljski radiogoniometar može da snima samo jedan avion dok ostali moraju da čekaju. Sam postupak oko određivanja i davanja pozicije je »indiskretan« jer pružene podatke može da iskoristi i neprijatelj u ratu. Jedina je dobra strana ovog sistema što ne zahteva nikakav specijalni radiouređaj na avionu, sem obične primopredajne radiostanice za vezu.

**Radiokompas** omogućuje vođenje aviona do željenog aerodroma pod uslovima slabe ili nikakve vidljivosti zemaljskih orijentira uz tzv. pasivno korišćenje zemaljskim radiofarovima ili zemaljskim koncertnim radiostanicama.

Radiokompas se sastoji od okvirne antene, obične antene, prijemnika radiokompa, motora za pokretanje okvirne antene i pokazivača. Njegov rad objašnjen je na uprošćenoj blok-schemi radiokompa (sl. 100).

Okvirna antena hvata elektromagnetne talase izabranog radiofara ili radiostanice. U zajednici sa običnom antenom ona određuje pravac i smer odakle dolaze elektromagnetni talasi. To određivanje vrši se pomoću minimuma prijema okvirne antene.

Prijemnik radiokompa služi za to da slabe signale, primljene kroz obe antene, pojača do nivoa dovoljnog za napajanje motora koji služi za okretanje okvirne antene i do nivoa dovoljnog da u slušalicama izazove čujnost. Pored toga, u prijemniku se vrši obrada signala primljenih preko okvirne antene tako da ti pojaci signali služe za pokretanje antene i za njeno dovodenje u položaj nultog prijema.

Na istoj osovini sa antenom nalazi se pokazivač koji je sa antenom vezan električnom ili mehaničkom osovinom. Skala pokazivača izdeljena je u stepene od  $0^\circ$  do  $360^\circ$ , a kazaljka prati pokretanje okvirne antene.

Za vreme dok avion leti pravo prema zemaljskoj radiostanici, okvirna antena zauzima položaj nultog prijema, a kazaljka na pokazivaču pokazuje  $0^\circ$ . Međutim, ako avion skrene, recimo uлево, elektromagnetični talasi počinju padati na okvirnu antenu sa desne strane, u prijemnik ulazi signal koji se obradi tako da motoru dovodi napon koji pokreće motor za okretanje antene. Antena se zaokreće udesno sve dok ne postigne položaj nultog prijema. U tom trenutku u prijemnik ne ulazi nikakav signal, pojačavač nema šta da pojača i motor prestaje da okreće antenu.

Zajedno sa antenom zakrenula se i kazaljka na pokazivaču i kad se antena zaustavlja, zauzavila se i kazaljka pokazujući koliki ugao u stepenima zaklapa pravac avion-zemaljska radiostanica sa uzdužnom osom aviona.

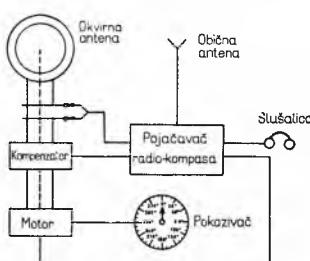
Pored pokazivača ugla koji zaklapa pravac avion-zemaljska radiostanica sa uzdužnom osom aviona, radiokompas pokazuje još i trenutak preleta zemaljske radiostanice. Ako se avion približava zemaljskoj radiostanici tako da pokazivač pokazuje  $0^\circ$ , kazaljka pokazivača se u trenutku preleta uznemiri jer je to zona nestabilnog prijema, a po preletu kazaljka zauzima položaj od  $180^\circ$ . Na taj način, posada aviona određuje mesto zemaljske radiostanice ili zemaljskog radiofara. Pošto su pozicije zemaljskih radiostanica i radiofara ucrtane na karti, posada može lako odrediti svoj položaj prema aerodromu i izvršiti pripreme za probijanje oblaka i sletanje.

Za let pomoću radiokompa potrebno je da se radiokompas podeši na talasnu dužinu one radiostanice ili radiofara prema kojima se vrši smeranje. Obično se pri poletanju aviona smeranje vrši od radiostanice koja je blizu aerodroma za poletanje, a kad se od nje udalji, onda prema radiostanici blizu aerodroma prema kome se leti.

Radiokompas daje samo ugao a ne i udaljenost do zemaljske radiostanice, a često je potrebno znati poziciju aviona. Za određivanje pozicije mora se upotrebiti još jedna ili još dve zemaljske radiostanice. U tom slučaju se radiokompas podešava na drugu radiostanicu i po očitavanju ugla sa pokazivača na karti se povuče taj ugao u odnosu na zemaljsku radiostanicu. Na mestu gde se ova linija seče sa linijom dobivenom smeranjem od prve stанице nalazi se položaj aviona.

Da bi se izbeglo uzastopno podešavanje radiokompa na dve zemaljske radiostanice, postupak se uprošćava time što se u avion ugraduju po dva radiokompa. Svaki od njih se podešava na posebnu zemaljsku radiostanicu. Pokazivači imaju po dve kazaljke, tako da neprekidno daju dva ugla pomoću kojih se na karti brzo dobija položaj aviona.

Dobra strana radiokompa je u tome što on pruža pilotu neprekidne podatke i što se ovi podaci dobijaju bez održavanja



Sl. 100. Shema radio-kompa

radio-veze sa zemaljskom radiostanicom, pa prema tome avion pri određivanju svoje pozicije ne otkriva tu poziciju i neprijatelju.

Nedostatak radiokompassa je u tome što on radi na dugim i srednjim talasima (obično 100...1700 kHz) koji su vrlo podložni atmosferskim smetnjama, pa u slučaju jačih atmosferskih pražnjenja radiokompass postaje praktično neupotrebljiv.

**VOR-prijemnik** je radionavigacioni uređaj koji otklanja nedostatak radiokompassa u pogledu atmosferskih smetnji, uglavnom time što radi na području VHF u opsegu od 108 do 118 MHz, gde atmosferske smetnje veoma slabo dolaze do izražaja. Reč VOR je skraćenica engleskih reči »VHF (very high frequency) Omnidirectional Range» što znači — svesmerni VHF radiofar.

VOR-prijemnik radi u zajednici sa specijalnim zemaljskim VOR-predajnikom (v. Aerodrom). On sa svojim pokazivačem omogućuje pilotu da neprekidno očitava u stepenima veličinu ugla koji zaklapa pravac avion-zemaljski VOR-predajnik sa pravcem prema magnetskom severu.

U komplet prijemnika ulaze još i antena, upravljačka kutija i pokazivač. Antena je u obliku rogova i postavlja se na prednjem delu aviona sa gornje strane. Upravljačka kutija služi za uključivanje i isključivanje prijemnika i za izbor radne učestanosti. Radne učestanosti se upravljaju kristalima kvarca, a izbor se vrši okretanjem dugmeta sve dok se na prozorčetu upravljačke kuće ne pojave brojke željene učestanosti.

Prijemnik hvata preko antene signale zemaljskog VOR-predajnika i iznalaže faznu razliku između dva modulisana signala. Jedan od dvaju emitovanih signala je neusmeren, ima konstantnu fazu kroz svih  $360^\circ$  i zove se *osnovna faza*. Drugi signal je tzv. *promenljiva faza*, koja se kod zemaljske antene okreće brzinom od 30 cikla u sekundi. Ova dva signala su tačno u fazi u magnetskom severu, a u svim ostalim pravcima su van faze. Prijemnik ima zadatak da meri ove fazne razlike i da ih pretvara u signale proporcionalne ugлу u odnosu na magnetski sever. Ovi signali se vode u pokazivač i služe za pokretanje kazaljke koja služi za očitavanje ugla.

Pokazivač može biti ili sa kazaljkom ili sa brojčanikom; pri brojčaniku se na jednom prozorčetu pojavljuju brojke za očitavanje ugla. Na pokazivaču je još jedno prozorče koje pokazuje da li se avion približava zemaljskom predajniku ili se udaljava od njega.

Kako VOR daje samo ugao u odnosu na zemaljski predajnik, on se često upotrebljava u zajednici sa uređajem DME (Distance Measuring Equipment — uređaj za merenje daljine) koji služi za određivanje daljine aviona od zemaljskog predajnika. Sa ta dva podatka u svakom trenutku se određuje pozicija aviona u vazduhu. Ova kombinacija VOR i DME uređaja je poznata pod nazivom »TACAN«, što znači »Tactical air navigation« — taktička vazduhoplovna navigacija.

U novije vreme VOR-prijemnik se upotrebljava i kao prijemnik fara za pravac pri sletanju bez spoljne vidljivosti, pa mu je pokazivač isti za obe namene.

**Radar za navigaciju.** Za obavljanje samostalne vazdušne navigacije do određenih zemaljskih ciljeva i aerodroma, bez zavisnosti od udaljenih zemaljskih specijalnih stanica, upotrebljava se *radar sa panoramskim pokazivačem*, koji može kako noću tako i danju, po svakom vremenu, kroz gusti sloj oblaka da »vidi« na svom pokazivaču celu situaciju na zemlji. Ovakav radar je prvi put ugrađen početkom 1944 na vojnem avionu radi iznalaženja udaljenih gradova za noćno bombardovanje. Težina mu je svedena na minimum — ne prelazi 90 kp.

Paraboloidna antena se ugrađuje u specijalnom aerodinamičkom kućištu ispod trupa aviona i postavlja se tako da za vreme svog okretanja od  $360^\circ$  stalno gleda na zemlju.

Jačina elektromagnetskih talasa odbijenih sa zemlje zavisi od prirode zemljiste. Voda upija elektromagnetske talase a zemlja ih odbija, pa se zbog toga na pokazivaču reke i vodene površine pokazuju kao tamna polja, a obale i uopšte zemlja pokazuju se kao svetle linije ili svetla polja. Obradena polja i šume slabije odbijaju talase nego zgrade, gvozdene i betonske konstrukcije. Tako se prema obliku i jačini svetlih i tamnih polja mogu raspoznati objekti i zemljiste ispod aviona.

Na sl. 101 je prikazano pokazivanje avionskog radara. Slika prikazuje amsterdamski aerodrom Schiphol sa poletno-sletnim

stazama, pristupnim putovima i dr. Dobro uvežban radarski operator na ovakvim pokazivačima raspoznaće železničke pruge, gradske ulice i dr. Radar za navigaciju ima na sredini slike tamni krug u čijem se centru nalazi sopstveni avion. Oko slike su podele u stepenima od  $0^\circ$  do  $360^\circ$ , tako da se za svaki pokazani objekt može odrediti azimut u odnosu na uzdužnu osu aviona.

Operator može uključiti svetle krugove sa razmakom od 2 milje, tako da može tačno odrediti daljinu od svakog objekta. Inače operator može priklučiti radar na veće domete, ali se za dobro raspoznavanje gradova ne ide na domete veće od 75 kilometara. Za raspoznavanje terena se ne uzima veći domet od 50 km a za raspoznavanje brodova od 5000 tona ne ide se na veći domet od 40 km.



Sl. 101. Radarska slika amsterdamskog aerodroma

Kako ovakav radar daje u svako vreme sliku terena iznad koga se leti i kako je potpuno nezavisan od zemaljskih radio-stanica i radarskih stanica, on se vrlo uspešno iskorišćuje za navigaciju bez spoljne vidljivosti na velikim odstojanjima i van dometa drugih uređaja za navigaciju.

**Doppler-navigatori.** Velika slabost konvencionalnih vazduhoplovnih sistema za navigaciju leži u činjenici da se brzina aviona u odnosu na zemlju i zanos (ugao zanosa) ne mogu dobiti direktno, nego se dobijaju na osnovu proračuna iz drugih podataka sumnjiće tačnosti. Ovu slabost rešava *Doppler-navigatori*, koji na principu radara i uz iskorišćenje tzv. Dopplerovog efekta dobija brzinu aviona u odnosu na zemlju i ugao zanosa. Budući da se ova dva podatka očitavaju neprekidno, odmah se vide sve lokalne promene veta za vreme leta aviona, pa se mogu bez zakašnjenja preduzeti mere za popravke.

Pored toga, Doppler-navigatori u svakom trenutku pokazuju preostalu daljinu u nautičkim miljama do nekog unapred izabranog mesta. Naime, pre poletanja treba da se na pokazivaču navigatorsa zadaju kurs u stepenima i daljina u nautičkim miljama do mesta do koga treba leteti. Za vreme leta na pokazivaču se smanjuje broj preletenih milja, tako da se u svakom trenutku očitava preostala udaljenost aviona do određenog mesta. Kad se stigne do određenog mesta, udaljenost na pokazivaču postaje jednak nuli. Pri tome skretanje sa maršrute usled dejstva veta ili usled namernog skretanja ne utiče na tačnost pokazivača udaljenosti.

Ako je u toku leta potrebno menjati pravac leta bez sletanja, na pokazivaču se mogu zadati dve maršrute, pa kad se završi let po jednoj, let se produžava jednostavnim prebacivanjem dugmeta na drugu maršrutu.

Doppler-navigatori se sastoje od primopredajnika, računara, pokazivača i antene.

**Primopredajnik** sadrži u jednoj kutiji magnetron sa modulatorom, lokalni oscilator prijemnika, pojačavač međučestanosti i automatski regulator učestanosti, a u drugoj kutiji izvori za napajanje sa potrebnim relejima. Obe kutije su pod pritisom nešto većim od atmosferskog pri zemlji. Modulator okida magnetron u impulsima čije trajanje iznosi 0,45 mikrosekunde. Oscilator lokalno stvara učestanosti koje sa nosećim učestanostima daju međučestanosti od 45 MHz. Ova se međučestanost održava konstantnom pomoću automatskog regulatora učestanosti.

Računar je isto tako smešten u kutiji koja je pod pritiskom. On sadrži struju koja za merenje učestanosti kojima se određuje brzina u odnosu na zemlju i ugao zanosa. Struju koja za merenje učestanosti sadrže dva diskriminatora i jedan integrator; oni obrađuju Dopplerovu učestanost i time određuju brzinu u odnosu na zemlju i ugao zanosa koji se predaju pokazivačima.

Pošto je tri različita pokazivača, Prvi pokazivač daje na brojčaniku broj preletenih nautičkih milija sa mogućnošću pokazivanja od 0 do 9999,9. Tačnost pokazivanja iznosi 0,5%. Drugi pokazivač ima dve kazaljke, od kojih jedna pokazuje brzinu aviona u odnosu na zemlju (s opsegom skale od 100 do 900 čvorova), a druga ugao zanosa u stepenima od  $0^\circ$  do  $30^\circ$  u oba pravca, tj. levo i desno. Tačnost pokazivanja brzine iznosi  $\pm 0,5\%$ , a ugla zanosa  $\pm 0,25\%$ . Treći pokazivač daje pravac leta u stepenima, preostalu udaljenost do željenog mesta u nautičkim milijama od 0 do 999 i bočno odstupanje od zadanoog pravca u nautičkim milijama. Ova pokazivanja su duplirana tako da se pre leta mogu zadati dve maršrute i da se u toku leta po završetku jedne automatski prelazi na drugu, a u slučaju potrebe da se u toku leta pripremi i treća maršruta. Jedna sijalica se automatski pali kada se avion približi željenom mestu na 10 nautičkih milija. Bočno odstupanje od zadate maršrute pokazuje normalnu bočnu udaljenost od zadate maršrute, a komponenta odstupanja u pravcu maršrute oduzima se ili sabira sa brojem preostalih nautičkih milija, što zavisi od toga da li se pri skretanju avion približava unapred određenom mestu ili udaljava od njega.

Antena se sastoji od 4 paralelno postavljenih talasovoda koji su na svojim krajevima prošireni u vidu levka i okrenuti prema zemlji. Ova četiri levka se napajaju naizmenično u parovima, preko prekidača u talasovodu koji vrši prebacivanje po isteku svake sekunde. Širina snopa elektromagnetskih talasa u tačkama polovine snage iznosi  $2,5^\circ$ . Dva snopa su zaokrenuta za  $20^\circ$  ulevu a druga dva za  $20^\circ$  udesno.

Dobra je strana Doppler-navigatori u tome što pruža pilotu neprekidno napred iznete podatke koji se ne mogu dobiti drugim instrumentima. Tačnost mu je znatno veća od tačnosti ranije poznatih instrumenata. Atmosferske smetnje ovde ne dolaze do izražaja jer uredaj radi na učestanostima oko 8800 MHz. Po red tog, Doppler-navigatori radi nezavisno od zemaljskih radiouredaja; to predstavlja veliku prednost u odnosu na druge sisteme za radionavigaciju, koji moraju imati specijalne zemaljske radiouredaje te njihovo korišćenje pri maršrutama preko nekoliko nacionalnih teritorija zahteva posebne međunarodne ugovore i obaveze. Nedostatak mu je u tome što je skup i komplikovan za održavanje i remont, i što je težak  $\sim 70$  kp, pa zbog toga dolazi u prvom redu u obzir za ugradnju u velikim avionima.

#### Radiouređaji za sletanje bez spoljne vidljivosti

Napred opisani radiouređaji olakšavaju avionima navigaciju između aerodroma i dovode ih do aerodroma. Međutim, nastaje teškoća pri sletanju ako aerodrom pokriva guta magla ili noć, te se mora računati na sletanje bez spoljne vidljivosti. Sletanje po gustoj magli vrlo je opasno, a može se reći i nemoguće bez saradnje radio-sredstava i radarskih sredstava.

Postoji nekoliko sistema radio-sredstava za sletanje bez spoljne vidljivosti. Ovde će se prikazati samo *sletanje pomoću radiokompassa i radiovisinomera, sletanje po sistemu ILS i sletanje pomoću aerodromskog radara, GCA*. Koji će od sistema biti upotrebljen zavisi kako od opremljenosti aviona tako i od opremljenosti aerodroma.

**Sletanje pomoću radiokompassa i radiovisinomera.** Poznato je da se pomoću radiokompassa može doći tačno iznad aerodroma i bez upotrebe zemaljskih orijentira. Na osnovu činjenice da se pomoću radiokompassa određuje moment preleta preko aerodromskog radiofara razrađen je za probijanje oblaka i za sletanje postupak koji zavisi od položaja radiofara u odnosu na sletnu stazu, zatim od ugla prilaženja aerodromu, visine i terena koji okružuje aerodrom.

Tačno poznavanje visine pri probijanju oblaka je veoma važno. U tu svrhu se upotrebljavaju radiovisinomeri i radarski visinomeri koji u svakom trenutku mere stvarnu udaljenost aviona od terena iznad koga se leti. Razlika između radiovisinomera i radarskih visinomera je samo u tome što radiovisinomer radi na principu frekventne modulacije a radarski visinomer na principu impulsne modulacije.

Poznato je da klasični barometarski visinomeri mere visinu u odnosu na nivo mora ili u odnosu na nivo aerodroma sa koga je avion poleteo i ne mere stvarnu udaljenost od terena iznad koga se leti. Njihov rad je zasnovan na principu barometarskog pritiska koji opada sa visinom. Kako se barometarski pritisak u toku dana menja i zavisi od mnogo uslova, pilotu se pre probijanja oblaka ili pre sletanja pri slaboj vidljivosti javlja radio-putem koliki je barometarski pritisak pri zemlji, tako da bi on mogao izvršiti poslednje popravke na svom visinomjeru. Međutim, ako je pritisak vazduha nestalan, pokazivanje visinomera postaje nesigurno. Promena barometarskog pritiska od 1 mm živinog stuba odgovara visini od 11 metara, tako da i pri malim promenama pritisaka greška u pokazivanju visinomera može da bude opasna. Pri lošem

vremenu ovakve promene nastaju za vrlo kratko vreme, pa stoga podešavanje barometarske skale prema izveštaju sa aerodroma na koji se sleće nije od velike koristi.

Ovakve greške ne postoje kad se upotrebljava radarski visinomer, jer na njega ne utiču barometarski i drugi meteorološki uslovi. Radarski visinomer, kao i svaki drugi radar, šalje preko svoga predajnika i predajne antene talase prema zemlji, odakle se odbijaju i preko prijemne antene vraćaju u prijemnik. Kako je brzina talasa nepromenljiva i nezavisna od spoljnih uslova, to je vreme potrebno da talasi dodu do zemlje i da se vrate natrag do aviona tačno merilo udaljenosti aviona od zemlje.

Pokazivač visinomera je katodna cev sa kružnom vremenskom bazom pored koje je skala za merenje visine. Na sl. 102 dat je izgled pokazivača za merenje visine do 5000 stopa (1500 m). Budući da su odbijeni talasi i na visinama većim od 5000 stopa, sve do blizu 40 000 stopa, još uvek dovoljno jaki da izazovu pokazi-



Sl. 102. Radarski visinomer

vanje na pokazivaču, mogla bi se desiti zabuna u očitavanju. Npr., ako se avion nalazi na visini od 7500 stopa, očitavanje bi moglo biti svega 2500 stopa, dakle umanjeno za jednu punu skalu od 5000 stopa. Da bi se izbegla ovakva zabuna, pored pokazivača je prekidač koji ima dva položaja: » $\times 1$ « i » $\times 10$ «. To znači: kada je prekidač na položaju » $\times 1$ «, očitavanje je na skali direktno u hiljadama stopa, a kada je prekidač na položaju » $\times 10$ «, onda očitavanje treba množiti sa 10.

Da bi se izbegle greške u očitavanju, prekidač se obavezno prethodno postavi na položaj » $\times 10$ «, pa ako je pokazivanje veće od označe 0,5 na skali, prekidač se ostavlja u tom položaju a očitavanje se množi sa 10. Međutim, ako je očitavanje na pokazivaču manje od označe 0,5 na skali za vreme dok je prekidač na položaju » $\times 10$ «, prekidač se prebacuje na položaj » $\times 1$ « a pokazivanje na skali se očitava direktno.

Radarski visinomer radi na učestanosti od 440 MHz a izlazna snaga u impulsu iznosi  $\sim 10$  W. Širina impulsa je 0,2 mikrosekunde. Potrošnja električne energije iznosi  $\sim 130$  W naizmenečne struje. Težina celog visinomera, ne računajući kablove i nosače, iznosi  $\sim 12$  kp.

**Sletanje pomoću instrumenata.** Ovaj sistem je u zapadnim zemljama poznat kao sistem »ILS« (Instrument Landing System — sistem za sletanje pomoću instrumenata), a u SSSR-u je poznat kao sistem za »slepiju posadku« — slepo sletanje.

Kod ovog sistema postoje pet radiofarova, od kojih je jedan sa usmerenim kosim zračenjem, jedan sa usmerenim zračenjem po pravcu, a druga tri pomoćna sa vertikalnim zračenjem. Prva dva radiofara se postavljaju na ivici aerodroma na kraju linije za slet-

tanje i služe za davanje pravca i visine avionu koji je u sletanju. Pomoći radiofarovi, koji imaju vertikalno zračenje, postavljaju se na suprotnoj strani van aerodroma. Prvi se postavlja na daljini  $\sim 50$  m od ivice i služi kao glavni signal, a drugi i treći se postavljaju u istoj liniji na  $\sim 1000$  m i  $5000$  m od ivice aerodroma i služe kao predsignalni ili pripremni signali. Sva tri pomoćna radiofara služe da posadi aviona daju podatke o odstojanju do ivice aerodroma.

Avionski radiouredaj sastoji se od tri radioprijemnika i tri antene za prijem signala zemaljskih radiofarova. Kombinovani optički pokazivač daje sledeće podatke: letenje po-kursu (odnosno skretanje od njega), udaljenost i trenutak preletanja jednog i drugog pomoćnog radiofara. Svi ovi podaci dobijaju se i akustičkim putem (na sluh). Pre nego što je pilot doveo avion na kurs za sletanje, tj. na liniju glavnog radiofara, morao je, na osnovu podataka sa zemlje, da korigira svoj visinomer i da ustanovi tačno svoju relativnu visinu iznad aerodroma. Posle toga pilot polazi u sletanje.

Po sletanju pilot mora da vodi svoj avion po glavnom kosom radiofaru. Signali glavnog radiofara primaju se na avionu automatski pomoći radioprijemnika, i to akustički i optički. Ako se avion nalazi u kursu, pilot čuje u slušalicama neprekidan ton. Ako skrene nalevo, čuje kratke tačke, a ako skrene nadesno, duge povlake. Za sve vreme dok se u slušalicama čuje stalani ton, kazaljka na optičkom pokazivaču stoji u miru. Ovo je znak za pilota da će, ako sledi po tom kursu, doći neposredno na poletno-sletnu stazu.

Pilot postepeno smanjuje visinu i na  $\sim 200$  m preseca srednji pomoći radiofar, koji prepoznaže po niskom ritmički otkucanom tonu, a istovremeno se pali i odgovarajuća neonska lampa na levoj strani optičkog pokazivača. Sad pilot smanjuje visinu letenja, da bi na najmanjoj visini dozvoljenoj za dotični aerodrom nadleto bilo radiofar, koji raspoznaže po ritmičkom kratko otkucanom visokom tonu. U istom momentu pali se i desna lampica na pokazivaču.

Sada pilot zna da mu na poslednjem delu putanje za sletanje ne postoji nikakva prepreka, a ubrzo ugleda i zemlju i sigurno sletu.

Ovaj sistem je po međunarodnim propisima preporučen i u mnogim zemljama prihvaćen kao obavezan uredaj za sve aerodrome na kojima se obavlja međunarodni avionski saobraćaj. Njega obilato primenjuju i vojni avioni.

**Sletanje pomoći aerodromskog radara** je jedan od najpraktičnijih sistema za sletanje bez spoljne vidljivosti; poznat je i pod nazivom GCA (Ground Controled Approach, sletanje upravljano sa zemlje). Po ovome sistemu sletanje aviona se posmatra na zemaljskom radaru i diriguje preko avionske radiostanice za vezu. Prema tome na avionu nije potrebno imati nikakav specijalni uredaj za sletanje. Kontrolor sletanja bez spoljne vidljivosti daje pilotu u vazduhu radiotelefonijom sa zemlje na miran, jednostavan i pouzdan način uputstva na osnovu kojih pilot drži svoj avion na traženom pravcu i ugu poniranja sve dok ne ugleda stazu za sletanje. Zatim pilot sleti sam. Ovaj sistem sletanja bez spoljne vidljivosti može se upotrebiti u slučaju niske oblaci, do  $30$  m iznad zemlje, a praktično je bio vrlo dobro isprobani potkraj Drugog svetskog rata za vreme angloameričkih operacija u Francuskoj i Nemačkoj. Posle rata je ovaj radar još više usavršen, tako da se sada nalazi na mnogim civilnim i vojnim aerodromima u svetu.

GCA-radar je smešten u dve prikolice, tako da se u slučaju potrebe može transportovati sa jednoga aerodroma na drugi. On se sastoji od jednog radara za osmatranje, jednog radara za dirigovanje sletanja i radiostanica za vezu sa avionima. Pored toga, u njegov sastav ulaze još i generatori jednosmerne i naizmenične struje za snabdevanje električnom energijom, uredaji za provetranje, rezervni delovi i uredaji za ispitivanje.

Radar za osmatranje služi za otkrivanje svih aviona koji se nalaze u rejonu aerodroma na daljinu do  $35$  kilometara. U tom rejonu se najpre uhvati radio-kontakt sa avionom i daju mu se početna uputstva za pripremu za sletanje bez spoljne vidljivosti. Antena ovog radara se neprekidno okreće, tako da se dobija osmatranje u krugu od  $360^\circ$ . Antena ima modifikovani paraboloidni reflektor koji stvara visok i uzak snop elektromagnetskih talasa (v. *Aerodrom*, sl. 26). Talasi odbijeni od aviona pojavljuju se na panoramskom pokazivaču kao svetle mrlje. Krugovi na pokazivaču pokazuju daljinu a brojna podela po ivici pokazivača pokazuje

azimut aviona koji se osmatra. Na pokazivaču je označen i sektor u kome treba vršiti sletanje i u koji se avion dovodi pre početka sletanja.

Radar za dirigovanje sletanja služi za praćenje aviona po liniji sletanja sve dok avion ne dodirne stazu za sletanje. Kako je za sletanje potrebno znati pravac i liniju poniranja, to ovaj radar ima dve antene, tzv. antenu azimuta i antenu elevacije. Snop elektromagnetskih talasa azimuta ide u širinu  $20$  stepeni, a snop elektromagnetskih talasa elevacije ide vertikalno  $7$  stepeni. U preseku ova dva snopa dobija se optimalna linija sletanja koja vodi avion tačno na sletnu stazu. Pokazivač azimuta i elevacije ima dva dela. Gornji deo pokazuje elevaciju, a donji deo azimut. Na njima su elektronskim putem stvorene optimalne linije poniranja i linija pravca. Avion se pokazuje kao svetla mrlja na oba dela pokazivača. Položaj svetle mrlje u odnosu na liniju poniranja pokazuje da li pilot pravilno smanjuje svoju visinu, a položaj svetle mrlje u odnosu na liniju azimuta pokazuje da li pilot drži pravilno pravac za sletanje.

Svako odstupanje od ovih linija odmah se javlja pilotu preko radiostanice, tako da on ima vremena da svoj avion ispravi i da pravilno sleti. Pored linije poniranja i linije pravca, na pokazivaču se vide još i vertikalne svetle linije koje označavaju daljinu. Maksimalni domet radara za dirigovanje sletanja iznosi  $15\ldots18$  kilometara, a linije daljine su logaritamski raspoređene tako da prva dva kilometra zauzimaju najveći prostor, jer je njihovo pokazivanje najvažnije.

Radioveza sa avionom se obavlja na posebnom radiokanalu, tako da nema ometanja od drugih aviona. Pilotu se prvo daju podaci o približavanju aerodromu zajedno sa meteorološkim podacima i sa podacima o situaciji u vazduhu. Kada se avion približi na  $\sim 15$  kilometara, radiovezu s njim preuzima radar za dirigovanje sletanja, koji mu neprekidno daje podatke i vodi ga na završno sletanje.

Sletanja po ovom sistemu traju najviše  $2\ldots3$  minuta i uz dobro organizaciju može se izvršiti sletanje preko  $30$  aviona za sat.

Dobre strane ovog sistema za sletanje su, pored velike tačnosti, što u avionu nije potrebno imati neke specijalne dodatne uredaje za sletanje, što je pilotu olakšan rad jer ne mora da posmatra nikakve pokazivače, već samo da sluša instrukcije sa zemlje, i što je ceo sistem lako pokretljiv, tako da se za manje od jednog sata može pustiti u rad na novom aerodromu. Slabe strane su mu što je potrebno kvalifikovano i dobro osoblje za rad na radaru, što identifikacija aviona u vazduhu nije sasvim pouzdana i što je sam radar vrlo skup.

#### Radiouredaji i radarski uredaji za druge namene

Pored napred iznetih glavnih primena elektronske opreme na avionu ima niz drugih, od kojih treba spomenuti u prvom redu meteorološki radar, kojim se koriste naročito transportni avioni za duge maršrute.

Poznato je da su gusi oblaci, kumulo-nimbusi, praćeni jakim turbulencijama i da se u njihovoj sredini obavljaju jaka atmosferska

pražnjenja praćena munjama i grmljavinama. Let kroz takve oblake predstavlja opasnost i može izazvati ozbiljna oštećenja strukture aviona. S obzirom na to da je teško uvek blagovremeno dobiti tačne meteorološke podatke o vremenu i da se meteorološka situacija ponekad brzo menja, korisno je imati na avionu meteorološki radar koji na panoramskom pokazivaču daje podatke o vremenu u prostoru ispred aviona.

Na sl. 103 je prikazano jedno pokazivanje meteorološkog radara. Silueta aviona označava položaj aviona u letu. Krugovi označavaju daljinu ispred aviona, a brojevi sa strane označavaju ugao azimuta u odnosu na uzdužnu osu aviona. Zahvaljujući



Sl. 103. Slika na ekranu meteorološkog radara

ovim podacima sa radarskog pokazivača, pilot je u stanju da oblake zaobiđe ili da ih povećavanjem visine preleti.

Na vojnim avionima radiouredaji i radarski uredaji imaju i druge primene kao što su identifikacija ili legitimisanje aviona u vazduhu, upravljanje vatrom iz topova i mitraljeza, dirigovanje projektilima i dr. Na ovim avionima i televizija nalazi svoju primenu. Ona omogućuje da komande i štabovi imaju sliku neprijateljskog terena istovremeno dok nad njim leti avion snabdeven televizijskim uredajima i da na slici prate pokrete neprijateljskih trupa kao i dislokaciju teških oruđa.

Pored toga, elektronski uredaji veoma efikasno zamenjuju dosadašnje klasične avionske instrumente kao što su: visinomeri, benzineri, kompasi, automatski pilot, pokazivači protoka goriva, brzinomeri i dr.

LIT.: H. K. Morgan, Aircraft radio, New York 1941. — H. W. Roberts, Aviation radio, Morrow 1945. — R. A. Smith, Radio aids to navigation, Cambridge 1947. — J. S. Hall (ed.), Radar aids to navigation, New York 1947. — O. B. Belavkin, Radiotekhnicheskie sredstva samoletovozdelenija, Moskva 1956. D. Ne.

#### FOTOREDAJ NA AVIONU

Fotouredaj na avionu je deo opreme koji treba da omogući fotografisanje iz aviona. Od kojih će se delova sastojati fotouredaj zavisi pre svega od namene aviona i kamera koje su ugradene u njega.

Ideja fotografisanja iz vazduha kao dopuna vizuelnom izvidanju pojavila se godine 1855., 48 godina pre prvog uspešnog leta avionom braće Wright. Već tri godine kasnije izvršeno je u Francuskoj prvo fotografisanje iz vezanog balona sa visine od 80 metara. U periodu do 1909. godine fotografisanje je vršeno iz vazdušnih brodova sa običnim fotokamerama. Od tada počinje da se razvija aerofotosnimanje iz aviona i Italijani ga obilno primenjuju prilikom osvajanja Libije 1911. Kako je sa pojmom vazdušni brodovi i aviona došlo do povećanja visine snimanja, Nemci su između 1906. i 1910.-godine razvili specijalnu ručnu neautomatsku aerofotokameru sa velikim fokusom objektiva. Ručne aerofotokamere toga doba za snimanje koristile su se fotografiskim staklenim pločama, dok su kasnije konstrukcije upotrebljavale plan-filmove pri i smotran aerofilmove.

Prelaz od vazdušnih brodova na avione sa povećanjem brzina i visina leta, pojava elektroopreme na avionima i upotreba smotanih aerofilmove dovodi do savremenijih aerofotokamera. Razvijaju se prve poluautomatske aerofotokamere koje se za pokretanje mehanizama koriste specijalnim motorima ili pokrećatim dok sve ostale radnje vrši čovek. Već u toku Prvoga svetskog rata ruski pukovnik V. Potte konstruisao je prvu u svetu poluautomatsku aerofotokameru, u kojoj se prvi put za snimanje upotrebljavaju smotani aerofilmove. Nemci su, shvatajući veliki značaj aerofotosnimanja, već 1916. godine prišli studioznom usavršavanju aerofotokamera. Razvoj poluautomatskih aerofotokamera paralelno sa razvojem i usavršavanjem aviona dovodi do pojave i ostalih specijalnih fotouredaja bez kojih je rad modernih aerofotokamera nemoguć. Ovi uređaji postaju sve brojniji kako se povećava brzina aviona i visina snimanja i kako su se postavljali sve složeniji zadaci aerofotoizvidanja. Visina snimanja pri kraju Prvog svetskog rata povećala se do 6000 m. Zbog potrebe lakšeg iskorisćenja aerofotosnimaka prelazi se na snimanje stereo-parova, ali još ne postoje stereoskopske aerofotokamere.

Da bi se omogućilo snimanje pod svim uslovima vidljivosti, Nemci su za vreme Prvog svetskog rata posebnu pažnju posvetili razvoju optike i razvoju fotouredaja na avionu. U periodu od 1920. do 1930. godine razvijaju se novi tipovi aerofotokamera i fotouredaja koji upotrebljavaju smotane aerofilmove. Pored panchromatskih filmova, u USA od 1929 za snimanje sa udaljenosti od 430 km i visine od 6000 metara uspešno služi infracrveni negativski materijal. Razvoj optike beleži dalji uspeh, pojavljaju se aerofotokamere vrlo velike fokusne dužine objektiva ( $f = 100$  cm) za snimanje sa visinom do 10 000 m. Karakteristično je za taj period razvoja fotouredaja da ovi uređaji predstavljaju komplet aerofotokamera i ne mogu se upotrebljavati sa drugim tipovima kamera. Pojavljuju se savršenije automatske aerofotokamere koje su omogućile upotrebu jednosedišnih brzih aviona, pogodnijih za izviđanje od više sedenih bombardera do tada isključivo upotrebljavanih za ovu svrhu. Već 1932. počinje razvoj aerofotokamera na prorez za upotrebu na brzim izviđačkim avionima. Ove kamere omogućavaju pomerenjem aerofilnova za vreme ekspozicije uspesnu kompenzaciju pomeranja optičkog lika usled kretanja aviona. Pojava ovih aerofotokamera omogućava snimanju pod uslovima slabije vidljivosti (smrak i zora) i iznenadno nadležanje sa snimanjem sa malih visina. Sinhronizacija kretanja aerofilma i optičkog lika postizala se poluautomatskim optičkim uredajima za sinhronizaciju. Donje ove aerofotokamere omogućavaju i stereoskopska snimanja. Posle 1934 dolazi do naglog razvoja fotografometrije, koja postavlja sve stršnje zahteve pred fotouredajem. U to vreme bila je veoma rasprostranjena Zeissova aerofotokamera RKM-C-5a formata snimka  $18 \times 18$  cm i objektiva normalne fokusne dužine za taj format,  $f = 21$  cm.

Na ovakvoj brzi razvoj fotouredaja na avionu nije uticali samo činjenica da aerofotoizvidanje omogućava uočavanje i onih detalja koje izviđač vizuelno nije u stanju da zapazi, već i činjenica da je omogućena brza i ekonomična izrada geografskih karata sa svim potrebnim detaljima. Prve poznate merničke automatske aerofotokamere, pored već pomenute RKM-C-5a, jesu Rb 30/20, Rb 30/50 i Rb 30/75 (Zeiss-Aerotopograph), koje su sa uspehom upotrebljavane pre početka Drugog svetskog rata. Ove aerofotokamere su ujedno i prve koje su se koristile istim ostalim delovima fotouredaja, izuzev nosača za ugradnju na avion, a osobenost ovih kamera je veliki format snimka,  $30 \times 30$  cm, kao i velika količina aerofilma koja je mogla da se stavi u kasetu ( $\sim 60$  m). Tokom Drugog svetskog rata, usled vođenja sistematskih borbi svih zaraćenih strana protiv izviđačkih aviona, sve zemlje upotrebljavaju za aerofotosnimanje najmanje tipove lovaca i bombardera. Dejstvo protivavionske artiljerije i lovaca nateralo je sve zemlje da aerofotoizvidanje vrše sa visinom iznad njihovog uspešnog dejstva, tj. iznad 10 000 m, sa aerofotokamerama velike fokusne dužine objektiva, i ta se visina sve više povećavala kako se povećavalo plafon leta aviona.

U završnoj fazi rata aerofotokamere su dostigle vrlo visok stepen razvoja, i od onda do danas se nisu pojavile nikakve bitne promene u njihovoj konstrukciji. Tada su već, pored dnevnih i noćnih aerofotokamera, svoj vrunac dostigle i proreznje aerofotokamere namenjene za aerofotoizvidanje sa vrlo malim visinama, od 30 do 3000 m, pri brzинama od 240 do 1100 km/h. Pomeranje aerofilma za vreme snimanja kretalo se u granicama od 2,5 mm/s do 1000 mm/s. Na nekim potpuno automatskim proreznim aerofotokamerama svi elementi za snimanje postavljali su se automatski posredstvom čitavog niza uredaja, tako da je pilot imao jedino zadatku da pravilno nadleti objekte snimanja. Velike brzine leta izviđačkih aviona dovele su na gotovo svim tipovima dnevnih i noćnih aerofoto-

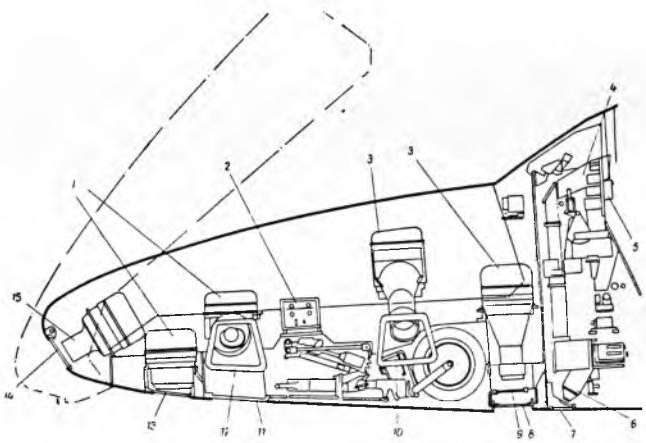
kamera do upotrebe kasetu sa aerofilom pokretnim za vreme ekspozicije. Konstrukcija kasete i aerofotokamera se podešavala tako da se dobijala mogućnost međusobne zamenljivosti kaseti. Novi tipovi kasete za izravnavanje aerofilma počinju da se koriste vakuumom. U svim zemljama usvojen je kvadratni oblik snimka. Od ovoga odstupaju jedino aerofotokamere na prorez i kamere za panoramsku snimanja. Fotouredaj je u tom periodu obogaćen žiroskopskim stabilizirajućim nosačima kamera, novim tipovima komandnih uredaja, intervalometara, vizira, instalacijama za grijanje kamera i drugim.

Savremeni izviđački avioni nose jednovremeno i do 12 automatskih aerofotokamera, čije su kasete napunjene aerofilmovima raznih namena i osetljivosti (crno-beli, kolor, infracrveni i drugi spektrozonalni). Izviđačke verzije lovačkih jednosedišnih aviona ne nose jednovremeno više od 5 aerofotokamera.

**Delovi fotouredaja i njihova namena.** Osnovni fotouredaj predstavlja aerofotokamera. Prema nameni, aerofotokamere se mogu podeliti na četiri grupe: *merničke aerofotokamere za geodetska snimanja, dnevne aerofotokamere za izviđanje, noćne aerofotokamere za izviđanje i specijalne aerofotokamere*. Aerofotokamere svake grupe imaju karakteristike i konstruktivne osobenosti uslovljene svojom namenom. Kamere prve grupe karakterišu se konstruktivnim izvedenjima koja omogućavaju dobijanje geometrijski tačnih snimaka vrlo velike oštchine. Konstrukcija aerofotokamera druge grupe usmerena je na dobijanje aerofotosnimaka krupne razmere i velike oštchine sa velikih visina, ali ne uvek geometrijski pravilne centralne projekcije snimljenog terena. Ove dve prve grupe aerofotokamera često se zbog sličnosti konstruktivnih rešenja mehanizama i elemenata svrstavaju u grupu *dnevnih aerofotokamera*. Osobenost konstrukcije *noćnih aerofotokamera* je pre svega vrlo tačna sinhronizacija između mehanizma zatvarača i izvora osvetljenja; objektivi tih aerofotokamera odlikuju se velikom svetlosnom jačinom. *Specijalne aerofotokamere* namenjene su za razne posebne zadatke pa im je i konstrukcija prema nameni vrlo različita i skoro svaka ima osobnosti i principijelno različita rešenja. U ovu grupu se ubrajaju prorezne aerofotokamere, kinofotomitaljezi, kamere za praćenje leta torpeda, televizijske aerofotokamere itd.

Drugi delovi fotouredaja na avionu jesu: *nosači kamera, komandni uredaj, intervalometar* za automatsko eksponiranje, *uredaji za grijanje, fotografiski prozori i uredaji za osvetljavanje terena* pri noćnom snimanju.

**Smeštaj fotouredaja na avionu** zavisi od namene aviona, njegove konstrukcije, broja i tipa aerofotokamera. Budući da na



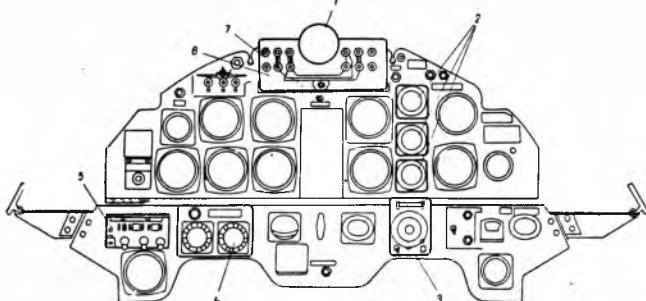
Sl. 104. Smeštaj fotouredaja na avionu. 1 aerofotokamera kratkog fokusa, 2 pojedalj, 3 aerofotokamera dugog fokusa, 4 nišan, 5 komandni uredaj, 6 nišan, 7 zaštitna vrata i prozor nišana, 8 zaštitna vrata, 9 prozor za zadnje vertikalno snimanje, 10 prozor za visoko levo koso snimanje, 11 prozor za srednje vertikalno snimanje, 12 prozor za levo koso snimanje, 13 prozor za prednje koso snimanje, 14 prozor za prednje koso snimanje, 15 aerofotokamera normalnog fokusa

kvalitet aerofotosnimaka i siguran rad aerofotokamera, pored vibracija sa velikim učestanostima, utiče i promena pritiska i temperature sa visinom, aerofotokamere se ugraduju u zatvorene prostore sa zastakljenim otvorima. U takvim prostorima moguće je stvoriti povoljnije uslove za dobijanje najkvalitetnijih aerotosnimaka, jer se uspešno mogu kompenzirati promene fokusa objektiva sa visinom.

Na lovcima, lovcima-bombarderima i bombarderima koji nose jednu do dve aerofotokamere uglavnom namenjene za kontrolu njihovog dejstva, aerofotokamere se najčešće smeštaju u trup aviona u blizini težišta. Neke konstrukcije taj su problem rešile

ugradnjom u dopunske rezervoare goriva. Kinofotomitaljezi se stavljaju u nos aviona ili u napadnu ivicu u takav položaj da omogućavaju snimanje u pravcu leta zrna (sl. 104).

U pilotsku kabinu se smeštaju svi komandni uredaji, intervalometri, nišan i sva signalizacija za kontrolu ispravnosti rada fotouredaja. Komandni uredaj za osnovne aerofotokamere, inter-



Sl. 105. Smeštaj komandnih uredaja za aerofotokamere na tabli za instrumente. 1 ekran nišana, 2 intervalometri, 3 komandni uredaj za kasetu sa povratnim filmom, 4 komandni uredaj za noćnu aerofotokameru, 5 komandni uredaj za aerofotokameru, 6 komandna tabla, 7 signalna sijalica vrata otvorena.

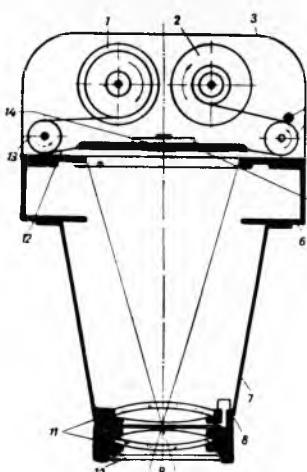
valometri i ekran nišana se obično postavljaju na tablu s instrumentima. Ostali komandni uredaji za specijalne aerofotokamere smeštaju se na pultove levo i desno od sedišta. Najpovoljnije mesto za ove poslednje je, ako konstrukcija aviona to omogućava, pult ispred pilota a ispod table s instrumentima (sl. 105). Često se za komandovanje radom fotouredaja, pored komandnog uredaja, iskorističuju svi slobodni prekidači i dugmad na rukohvatu palice.

Izviđačke verzije bombardera sa velikim radijusom dejstva i avioni specijalno građeni za dugotrajne izviđačke letove imaju celi fotouredaj razmešten u trupu aviona. Tim fotouredajem rukuje određeni član avionske posade. Za osvetljavanje na noćnim aerofotozvidanjima upotrebljavaju se posebni električni uredaji, takođe smešteni u trupu aviona.

Uredaj za aerofotogrametrijska snimanja smešten je u trup aviona. Upotrebljavaju se merničke aerofotokamere raznih fokusnih daljina postavljene uglavnom na stabilizirajuće nosače. Optička osa ovih aerofotokamera normalna je na površinu zemlje. Fotouredajem rukuje određeni član posade. Avioni za takva snimanja opremljeni su i radiovisinomerima.

**Dnevne aerofotokamere.** Osnovni delovi svih tih aerofotokamera: telo kamere, tubus i kasete (sl. 106), bez obzira na format snimka i fokusnu dužinu objektiva, konstruktivno su rešeni na sličan način, s obzirom na suštinski jednaku namenu. Najrasprostranjenije su aerofotokamere kojima ovi osnovni delovi sačinjavaju posebne konstruktivne celine. To omogućava da se sa jednim telom aerofotokamere upotrebljavaju razni tipovi kaseata i tubusa sa raznim objektivima. Samo na pojedinim tipovima manjih aerofotokamera sa malim formatom snimka telo i tubus predstavljaju nedeljivu celinu.

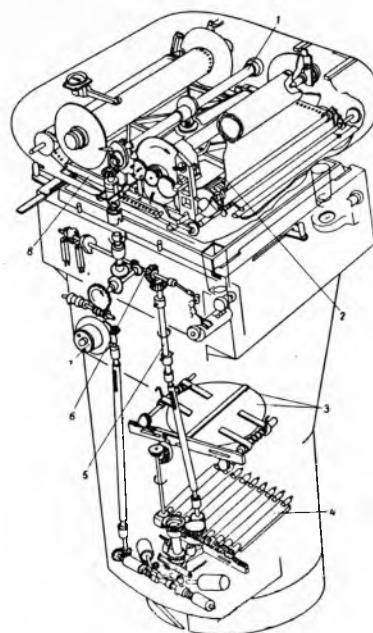
**Telo aerofotokamere** služi za sjedinjavanje svih delova i mehanizama. Ono je nosač pogonskog elektromotora. Snaga elektromotora se posredstvom mehanizma prenosi preko spojnica na kasetu i tubus sa objektivom (sl. 107). Od mehanizama naj složeniji je onaj za premotavanje aerofilma i napinjanje zatvarača. Sastoji se od reduktora obrtaja, niza osovina sa zupčanicima, bregaste osovine ili valjka i spojnica za prenos kretanja na druge meha-



Sl. 106. Osnovni delovi aerofotokamere. 1 kalem nesnimljenog filma, 2 kalem snimljenog filma, 3 filmska kasete, 4 merni valjci, 5 vakuumploča za izravnanje, 6 telo kamere, 7 tubus, 8 mehanizam zatvarača i dijaphragme, 9 vidni ugao, 10 filter, 11 objektiv, 12 aerofilm, 13 slobodni valjak, 14 vakuum-pumpa

nizme. Ovaj mehanizam služi i za objedinjavanje i uskladivanje rada ostalih mehanizama kamere i kasete. Mehanizam za navijanje zatvarača ima zadatak da po izvršenom eksponiranju primi kretanje od pogonskog elektromotora preko odgovarajućih spojnica i prenese ga do zatvarača, pripremajući ga za ponovno eksponiranje. Mehanizam za eksponiranje sastoji se uglavnom od jakih elektromagneta, poluga i okidača. Elektromagneti se napajaju strujom preko komandnih uredaja ili intervalometara. Zadatak mehanizma za eksponiranje je da po oslobođanju opruge zatvarača omogući dovod struje u pogonski elektromotor, da bi ovaj svojim pokretanjem započeo ponovni ciklus rada aerofotokamere. U telo aerofotokamere ugrađuju se brojači snimaka, odnosno brojači ciklusa rada kamere. Ovi brojači su pogodnim sistemom prenosa vezani za mehanizam premotavanja aerofilma i napinjanja zatvarača. Neke merničke aerofotokamere imaju pogodni optički sistem kojim se broj snimki trajno prenosi na aerofil. U telo ovih aerofotokamera ugrađuju se časovnici čija se pokazivanja takođe projektuju na aerofotosnimak. Telo gotovo svih aerofotokamera, a merničkih uvek, snabdeveno je libelom koja se upotrebljava pri postavljanju u avion. U telo kamere ugrađuju se takođe osigurači električne mreže kamere i grejači kamere sa termostatskim prekidačima. Vrlo su često grejači tubusa vezani preko termostatskog prekidača u telu kamere.

**Tubus aerofotokamere** služi kao nosač objektiva i pričvršćuje se zavrtnjima za telo aerofotokamere. Na prednjem kraju tubusa



Sl. 107. Telo aerofotokamere. 1 centralna osovina kasete, 2 ozubljeni merni valjak, 3 vratanca, 4 prekllopno-lamelin zatvarač, 5 spojnica tubusa, 6 mehanizam za premotavanje aerofilma i napinjanje zatvarača, 7 ručka za podešavanje ekspozicije, 8 ploča za izravnanje

pričvršćuje se objektiv zajedno sa kućištem. Na nekim tubusima postavljena su iznad objektiva zaštitna vratanca za objektiv. Ova vratanca se otvaraju automatski posredstvom mehanizma neposredno pred eksponiranje i potom odmah zatvaraju. Objektivi savremenih aerofotokamera sastoje se od dva sistema sočiva montirana u zajedničkom nosaču objektiva. U svim dnevnim aerofotokamerama između ova dva sistema nalazi se »iris«-dijafragma ili blenda od tankih čeličnih lamela srpastog oblika, koje su jednim krajem pričvršćene za nepokretni, a drugim za pokretni prsten. Kad se predviđa snimanje aerofotokamerama pod određenim uslovima (infracrveni aerofil, određena manja udaljenost predmeta snimanja), između nosača objektiva i tubusa postavljaju se fokusirajući ulošci određenih dužina. Veličina produženja fokusa nekorisnovanih objektiva iznosi približno 0,5...0,75% fokusne dužine. Fokusirajući ulošci pri snimanju sa rastojanja manjeg od hiperfokalnog obično su većih dužina od uložaka za snimanje na infracrvenom materijalu. Vidni ugao objektiva je uvek za nekoliko stepena veći od vidnog ugla aerofotokamere, koji se određuje iz

jednačine:  $\operatorname{tg} \alpha = d/2f$ , gde je  $d$  veličina dijagonale snimka. Ispred objektiva postavljaju se na tubus pomoću odgovarajućih prstenova svetlosni sita ili filteri odgovarajućih gustoća, najčešće žuti i crveni filteri. Između svetlosnih sita i prednjeg sistema sočiva postavljaju se električni grejači objektiva.

Zatvarači dnevnih aerofotokamera postavljaju se ili između prednjeg i zadnjeg sistema sočiva, ili neposredno ispred fokusne ravni aerofotokamere. U savremenim dnevnim aerofotokamerama upotrebljavaju se unutar objektiva samo tzv. centralni i preklopni lamelni zatvarači. Zatvarači neposredno ispred fokusne ravni kamere konstruktivno su jednostavniji i zasnovaju se na kretanju zastora (zavese) sa prorezom. Zastorni zatvarači omogućavaju vrlo kratke ekspozicije (do 1/1000 sekunde); zbog jednostavnosti konstrukcije i izrade na više se upotrebljavaju na aerofotokamerama za izviđanje. Na i merničkim i širokougaonim aerofotokamerama se zbog nejednovremene eksponiranja cele površine snimka zastorni zatvarači ne upotrebljavaju. U ovim slučajevima centralni zatvarači su nezamenljivi.

Postoje dve vrste savremenih dnevnih aerofotokamera: za normalne uslove snimanja sa aerofilmom neprekretnim za vreme ekspozicije i za specijalna snimanja sa aerofilmom pokretnim za vreme ekspozicije. Prve se upotrebljavaju za sva mernička snimanja i za snimanje sa srednjih i velikih visina, kad su brzina leta i dužina ekspozicije takve da pomeranje optičkog lika ne utiče bitno na oštrinu snimka. Druge omogućavaju kompenzaciju pomeranja lika u granicama od 4 mm/s do 180 mm/s. Upotrebljavaju se za aerofotsnimana sa srednjih i malih visina, katkada i sa velikih visina pod slabim svetlosnim prilikama.

Osnovni elementi i mehanizmi različitih *kaseti* principijelno se bitno ne razlikuju. Na telu kasete smešteni su: mehanizam za premotavanje aerofilma, merni mehanizam, uredaj za izravnavanje aerofilma i razni pokazivači (pokazivač količine nesnimljenog filma, pokazivač položaja ploče za izravnavanje aerofilma, mehanički i električni pokazivač premotavanja aerofilma). Merni mehanizam ima zadatku da nakon premotavanja aerofilma za jedan snimak isključi rad mehanizma za premotavanje aerofilma. Izravnavanje aerofilma postiže se: stalnim pritiskom aerofilma uz staklo za izravnavanje; pritiskom aerofilma uz staklo za izravnavanje nakon premotavanja aerofilma; vakuum - pločom na koju film naleže usled stvaranja vakuuma između aerofilma i ploče; pritiskom aerofilma uz ploču za izravnavanje pod dejstvom pritiska povećanog ubacivanjem velikih količina vazduha u prostor tela kamere sa tubusom.

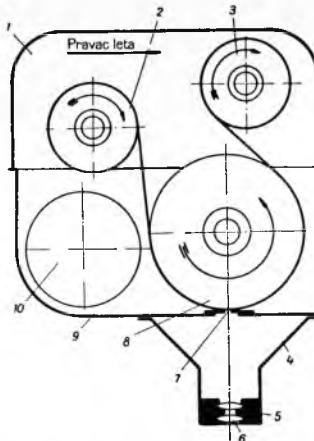
**Noćne aerofotokamere** ne razlikuju se po konstrukciji osnovnih delova mnogo od dnevnih aerofotokamera. Kasete svih savremenih noćnih aerofotokamera su sa aerofilmom pokretnim za vreme ekspozicije. Objektivi ovih aerofotokamera imaju veliku svetlosnu jačinu, 1 : 2,5 do 1 : 3,5, stariji tipovi izuzetno 1 : 4,5. Ne postoji dijafragma za podešavanje relativnog otvora. Osnovna je odlika zatvarača noćnih aerofotokamera da rade automatski pomoću impulsa fotočelijski u trenutku bleska fotobombe ili bleštave rakete. Tipovi i mehanizmi zatvarača su modificirani zatvarači dnevnih aerofotokamera. Najčešće su centralni a retko kada zastorni. Lamelno preklopni se ne upotrebljavaju. Bitne međusobne razlike zatvarača noćnih aerofotokamera su u principu rada. Postoje uglavnom dva principijelno različita rešenja: prethodno otvoreni zatvarač se zatvara posredstvom fotočelijske koja prima impuls zraka svetlosti odbijenih od terena a prouzrokovanih bleskom, ili se zatvarač otvara posredstvom fotočelijske u trenutku bleska i zatvara posle odredene unapred postavljene ekspozicije.

**Specijalne fotokamere.** Aerofotokamere na prorez, namenjene za snimanje sa malim visina pri velikim brzinama leta, karakterišu se širinom snimka, jer je njegova dužina promenljiva u zavisnosti od toga što treba snimiti. Eksponiranje aerofilma ovih aerofotokamera vrši se neprekidno kroz isti prorez postavljen u fokusnoj ravni normalno na pravac leta. Dužina ekspozicije zavisi od širine proreza i brzine kretanja aerofilma za vreme snimanja i odredena je jednačinom  $t = d/v$ , gde je  $d$  širina proreza a  $v$  brzina kretanja aerofilma.

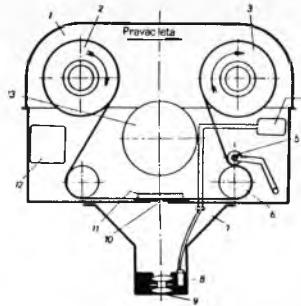
Posebni zahtevi koje moraju zadovoljiti ove kamere jesu: mogućnost promene brzine kretanja aerofilma u širokim granicama (nekoliko desetina puta); mogućnost podešavanja brzine

kretanja aerofilma prema brzini kretanja optičkog lika; mogućnost održavanja potrebne brzine kretanja aerofilma sa velikom tačnošću; mogućnost promene širine proresa za eksponiranje u širokim granicama.

Podešavanje brzine kretanja aerofilma prema brzini kretanja optičkog lika vrši se automatski ili poluautomatski. Na kamerama starijih konstrukcija podešavanje je neautomatsko, pomoću specijalnih optičkih vizira. Poluautomatska sinhronizacija zasniva se na podešavanju brzine kretanja aerofilma posredstvom komandnog uredaja na osnovu visine i brzine leta pročitane sa avionskih instrumenata. Automatska kompenzacija pomeranja optičkog lika sinhronizacijom uz pomoć detektora za visinu i brzinu leta vrši se nezavisno od učešća posade aviona. Podešavanje širine proresa i otvora dijafragme neautomatskih i poluautomatskih aer-



Sl. 108. Izravnavanje filma pomoću ploče. 1 kasetna, 2 kalem nesnimljenog filma, 3 kalem snimljenog filma, 4 servomotor za podešavanje dijafragme, 5 valjak za zatezjanje, 6 merni valjak, 7 tubus, 8 dijafragma, 9 objektiv, 10 podešljivi prorez, 11 ploča za izravnavanje, 12 servomotor za podešavanje proresa, 13 motor za premotavanje aerofilma



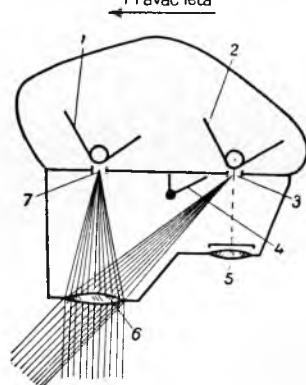
Sl. 109. Izravnavanje filma pomoću ploče. 1 kasetna, 2 kalem nesnimljenog filma, 3 kalem snimljenog filma, 4 servomotor za podešavanje dijafragme, 5 valjak za zatezjanje, 6 merni valjak, 7 tubus, 8 dijafragma, 9 objektiv, 10 podešljivi prorez, 11 ploča za izravnavanje, 12 servomotor za podešavanje proresa, 13 motor za premotavanje aerofilma

fotokamera vrši se ručno. Na automatskim kamerama to se vrši posredstvom servomotora.

Izravnavanje aerofilma vrši se uglavnom na dva načina: pomoću doboša za izravnavanje (sl. 108) i pomoću ploče za izravnavanje (sl. 109).

Ima izvedbi aerofotokamera na prorez koji mogu jednovremeno da snimaju na dva aerofilma u dve različite razmere. Ovakve kamere imaju dva tubusa sa po jednim objektivom različite fokusne dužine. Stereoskopski snimci dobijaju se ovim kamerama kroz jedan objektiv (sl. 110), dok je drugi za to vreme zatvoren specijalnim poklopcem.

**Kinofotomitragez** je kinokamera sa električnim pogonom, namenjena za dobijanje vizuelnih dokumenata o dejstvu naoružanja na avionima. Ugrađuje se uvek tako da omogućava snimanje u pravcu dejstva oružja. Svi savremeni kinofotomitragezi imaju mehanizme za produženi rad posle otpuštanja komandnog dugmeta. Nekima je produženi rad nepromenljiv i iznosi 2..3 sekunde, dok novije konstrukcije omogućavaju da se njegova dužina podešava po potrebi od 0 do 5 sekundi i više. Objektivi kinofotomitrageza imaju gotovo uvek mali vidni ugao i ponašaju se kao teleobjektivi. Za snimanje se upotrebljavaju kinofilmovi širine 16 i 35 mm. Zatvarači kinofotomitrageza su rotacioni i obično omogućavaju nekoliko brzina snimanja, najčešće 16, 32 i 64 snimka u sekundi. Intenzitet osvetljavanja filmova može se regulisati premenom relativnog otvora dijafragme.



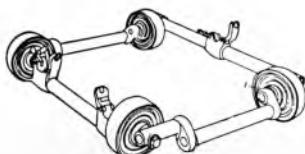
Sl. 110. Aerofotokamera sa dva filma. 1 prvi aerofil, 2 drugi aerofil, 3 prorez, 4 vratanca, 5 objektiv kratčeg fokusa, 6 objektiv dužeg fokusa, 7 prorez

**Komandni uredaj** služi za daljinsko upravljanje radom aerofotokamera, ostalih delova fotouredaja i instalacija. Ima ih sa ugradenim jednim ili više intervalometara. Komandni uredaji kojima su intervalometri odvojeni i ugrađeni u avion kao posebni elementi fotouredaja najčešće su vrlo jednostavne konstrukcije i podešeni za određeni tip aviona. Tada su to obične metalne kutije sa nekoliko ugrađenih prekidača, signalnih sijalica, osigurača strujnih kola, brojača snimaka i ponekad releja. Pomoću komandnih uredaja mogu se u toku leta vršiti sledeće radnje: uključivanje aerofotokamera za automatski rad preko intervalometara ili pojedinačno snimanje; kontrola da li su kamere uključene i koje su kamere uključene za rad; praćenje ispravnog funkcionisanja kamera; isključivanje rada aerofotokamera i celog fotouredaja.

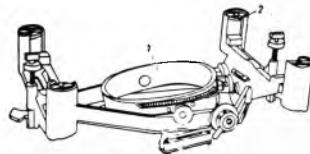
Za upravljanje radom noćnih aerofotokamera, kasetu sa pokretnim filmom i specijalnih aerofotokamera upotrebljavaju se specijalni komandni uredaji vrlo različitih principijelnih rešenja.

**Intervalometar** služi za automatizaciju rada aerofotokamera; on dejstvuje na zatvarač u određenim intervalima radi postizanja želenog preklapanja uzastopnih aerofotosnimaka. Bez obzira na konstruktivno rešenje, svaki intervalometar ima pogonski uredaj, satni i podešavajući mehanizam. Osnovu pogonskog mehanizma sačinjavaju elektromotori i sistemi elektromagneta, čiji se rad prenosi na ostale elemente. Satni mehanizam služi kao regulator brzine kretanja podešavajućeg mehanizma. Podešavajući mehanizam omogućava promenu intervala snimanja. Intervalometri starije konstrukcije omogućavaju skokovitu promenu intervala snimanja. Noviji omogućavaju praktično kontinuiranu promenu veličine intervala snimanja: uzastopni intervali snimanja razlikuju se za  $1/2$  sekunde. Minimalni interval snimanja je obično  $1/2$  sekunde, a maksimalni 60 sekundi.

**Nosači aerofotokamera** su deo fotouredaja namenjeni da omoguće zaštitu aerofotokamera od udara i preteranih vibracija izazvanih vibracijama aviona i smanjenje štetnog uticaja kretanja aviona oko svojih osa za vreme eksponicije; postavljanje aerofotokamere u tačno određeni položaj u odnosu na fotografске prozore aviona; postavljanje optičke ose objektiva aerofotokamera pod određenim uglom u odnosu na ose aviona ili zemlje; postavljanje u određeni međusobni položaj dveju ili više aerofotokamera i njihovo utvrđivanje u tom položaju.



Sl. 111. Zaštita od vibracija opružnim amortizerom. 1 spiralni opružni amortizer

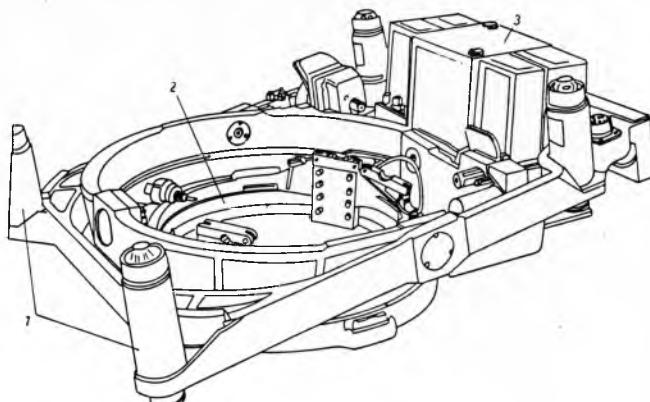


Sl. 112. Zaštita od vibracija gumenim amortizerom. 1 gumeni amortizer, 2 pokretni prsten

Zaštita od vibracija postiže se gumenim ili opružnim amortizerima (sl. 111 i 112). Svi nosači aerofotokamera dele se na dve osnovne grupe: stabilni i stabilizirajući. *Stabilni nosači* se posredstvom amortizeru pričvršćuju nepokretno na avion i obično imaju prsten koji omogućava da se aerofotokamera može pokrenuti oko optičke ose objektiva od  $\pm 30^\circ$  do  $\pm 45^\circ$ . Neki nosači omogućavaju da se optička osa objektiva pokreće po pravcu i do  $10^\circ$ . U stabilne nosače ubrajaju se i kruti neamortizovani nosači kao sastavni delovi mlaznih izviđačkih aviona. *Stabilizirajući nosači* (sl. 113) upotrebljavaju se da, i pored okretanja aviona oko svojih osa za vreme eksponicije, optička osa objektiva ne bi menjala svoj pravac i da bi ostala u vertikalnom položaju. Ovi nosači su vrlo osjetljivi jer su im osnovni stabilizirajući elementi, žiroskopi, vezani za prstenove nosača. Imaju konstrukciju i stabilnih i stabilizirajućih nosača koje jednovremeno mogu da nose i više aerofotokamera postavljenih pod određenim međusobnim uglovima.

**Uredaji za grejanje** imaju ulogu da obezbede potpuno podmazivanje i nesmetano kretanje svih pokretnih delova, a naročito zatvarača; da spreče promenu fokusa objektiva i temperaturne dilatacije tubusa; da onemoguće kondenzovanje vodene pare na optičkim sistemima, da održe gipkost aerofilma. Dele se na spoljne i unutrašnje.

*Spoljni grejači* manjih aerofotokamera su uglavnom izrađeni kao omotači za utopljavanje sa ugrađenim električnim žičanim elektrootpornim grejačima i termostatskim prekidačima. Spoljni grejači većih kamera najčešće su čitavi zagrejani prostori sa po-



Sl. 113. Stabilizirajući nosači. 1 amortizer, 2 prsten azimuta, 3 stabilizirajuća grupa

sebnom instalacijom za grejanje. Ove instalacije danas se zasnivaju na sledećim principima: propuštanje vrelog vazduha od motora kroz međuhladnjak i zatim kroz izmenjivač topote i prostor za kamere u atmosferu; propuštanje toplog vazduha iz jednog od stepena kompresora motora kroz prostor za kamere; propuštanje vrelog vazduha kroz međuhladnjak pa kroz izmenjivač topote i prostor za kamere u atmosferu, uz dopunsko zagrevanje hemijskim grejačima.

Regulisanje temperature u prostoru za kamere postiže se pomoću bimetanalih termoregulacionih releja čijim posredstvom se otvaraju slavine za regulaciju količine dovodenog vrelog vazduha. Termoregulatori omogućavaju podešavanje i održavanje svih temperatura u granicama od  $-18^\circ$  do  $+35^\circ\text{C}$ . *Unutrašnji grejači* kamere smešteni u tubusu iza objektiva, telu kamere i kasetama, kao i grejači objektiva smešteni između svetlosnog sita i objektiva, izrađuju se od izolovane ili neizolovane električne otporne žice razapete na izolovanim nosačima različitog oblika. U struine krugove ovih grejača uključeni su termostatski prekidači koji, isto kao i kod omotača za utopljavanje, uključuju automatski grejanje kada temperatura okoline padne ispod  $37^\circ \pm 5^\circ\text{F}$ , a isključuju kad temperatura dosegne  $57^\circ \pm 5^\circ\text{F}$ .

**Fotografski prozori** su sastavni deo optičkog sistema aerofotokamera. Prozori sa osobinama koje zadovoljavaju za jedne objektive ne zadovoljavaju za druge. Površine prozora moraju da budu ravne i planparalelne, bez lokalnih velikih ogrebotina ili većeg broja finih sitnih ogrebotina. Lokalno optičko nesavršenstvo fotografskih prozora utiče na celu ravan snimka. Odstupanje od planparalelnosti, ako su površine ravne, dovodi do toga da se prozori ponašaju kao optičke prizme. Ako konvergencija ili divergencija površine prozora nije jednoobražna po celoj površini, on će se ponašati kao veći broj prizmi od kojih svaka deluje na celu površinu snimka povećavajući njegovu neoštrinu.

**Uredaji za noćno snimanje** su delovi fotouredaja namenjeni za osvetljavanje terena. Kao izvor svetla upotrebljavaju se avionski električni uredaji za osvetljavanje, bleštave rakete i fotobombe. Osvetljavanje terena električnim uredajima je trenutno, kao i osvetljavanje raketama i fotobombama. Ovi uredaji daju svetlost u trajanju svega  $\sim 1/1000$  sekunde u razmacima između susedenih osvetljavanja  $\sim 2$  sekunde. Rade tako da niski napon električne mreže aviona pretvaraju u viši naizmenični, koji transformišu na napon od preko 4000 V, punеći bateriju kondenzatora. U trenutku bleska dolazi do pražnjenja kondenzatora kroz sijalicu reflektora napunjenu nekim plemenitim gasom. Pri upotrebi ovih uredaja nije potrebna fotoćelija, jer se eksponicija vrši preko uredaja za sinhronizaciju. Uredaj za osvetljavanje omogućava snimanja sa visina 250 do 1000 m, a može se ugraditi samo u veće avione, jer pored velike težine, preko 300 kp, ima i veliki gbarit:  $2500 \times 800 \times 1200$  mm. Znatno više se upotrebljavaju bleštave rakete čiji nosači ne zauzimaju tako veliki prostor a mogu

jednovremeno da ponesu i preko 50 raketa. Bleštave rakete omogućavaju i snimanje sa visina oko 2500 m u najkraćim intervalima od dve sekunde; vreme trajanja bleska je od 0,003 do 0,004 sekunde. Fotobombe omogućavaju snimanja sa daleko većih visina: 600...10 000 m; vreme trajanja bleska je od 0,04 do 0,18 sekundi. Za nošenje fotobombi upotrebljavaju se obični nosači razornih bombi. Težina im je do 75 kp, prečnik  $\sim 200$  mm a dužina  $\sim 1400$  mm. (V. i *Fotografija*.)

LIT.: Л. Т. Софронов, Воздушное фотографирование ночью, Москва 1942. — С. И. Басилов (ред.), Оптика в военном деле, Москва 1945. — Л. Т. Софронов и В. И. Кровляков, Фотооборудование самолетов, Москва 1949. Sv. Po. i Ra. Sto.

#### AUTOMATSKI PILOT

Automatski pilot je uređaj za automatsko održavanje aviona u određenom režimu leta. On omogućuje neprekidnu kontrolu režima leta i rešava složene zadatke automatskog upravljanja i automatske orijentacije. Pomoću njega avion održava određeni pravac, visinu i nagib, a može takođe da izvodi penjanja, spuštanja i zaokrete. Automatski pilot oslobada pilota fizičkog napora i monotonije, naročito pri dužim letovima, i omogućava mu da koncentriše pažnju na navigaciju, taktički zadatku, na rad motora i druge dužnosti.

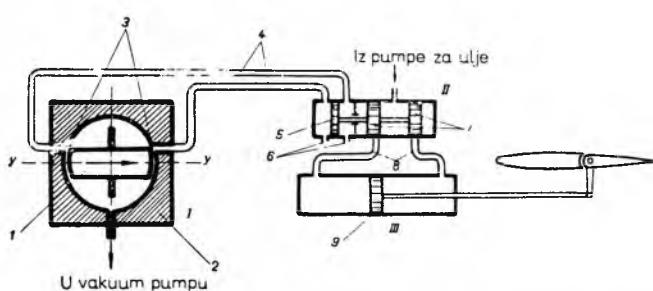
S pojavom prvih aviona pojavila se težnja za automatskom stabilnošću i upravljanjem u letu, tako da se prvi pokušaji automatske stabilizacije u letu javljaju već 1909 godine, tj. svega nekoliko godina posle prvog leta aviona. Braziljanac Santos Dumont postiže poprečnu stabilnost aviona vitoperenjem krajeva krila, dok je Glenn Curtis spojio komande krilaca sa pokretnim naslonom pilotskog sedišta, tako da je pilot pokretima svoga tela ispravlja kretanje aviona. Istovremeno je Amerikanac Almer Sperry konstruisao automatski žiroskop. Prvi registrovani let sa automatskim upravljanjem avionom izvršen je 1914 godine na Svetskoj izložbi u Parizu. Leteo je Lawrence Sperry sa automatskim pilotom firme Sperry.

**Vrste automatskih pilota.** Uporedno sa razvitkom vazduhoplovstva razrađivali su se i projektovali sve savršeniji automatski piloti. Izrađeni su različiti automatski piloti, koji bi se mogli uglavnom podeliti u tri grupe: inercijalni, dinamički i žiroskopski.

**Inercijalni automatski pilot** prikazan je na sl. 114. Osetljivi element predstavlja pokretno sedište pilota, koje je pomoću užeta vezano sa krmilom visine tako da pri dizanju ili spuštanju aviona položaj sedišta pilota izaziva pomeranje krmila visine koje vraća avion u horizontalni položaj.

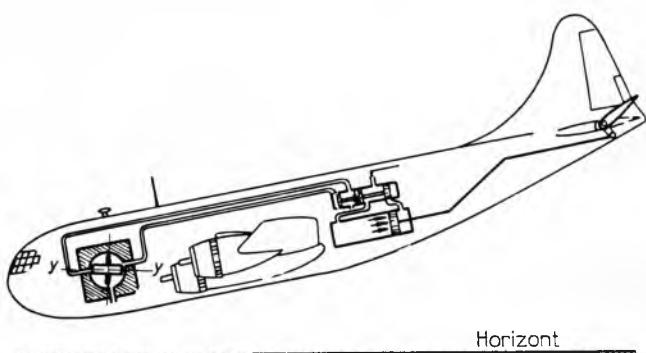
**Dinamički automatski pilot** prikazan je na sl. 115. Kad se avion usled nekog poremećaja spušta, brzina leta se stalno povećava pod delovanjem komponente sile teže upravljene po uzdužnoj osi aviona; usled toga raste i čeoni otpor ploče postavljene u struju vazduha i pomera krmilo visine nagore, što vraća avion u horizontalni položaj. Obrnuto se događa kad se avion diže. Automatski piloti ovoga tipa našli su malu primenu na savremenim avionima.

**Ziroskopski automatski pilot** odlikuje se time što je kod njega u svojstvu osetljivog elementa primjenjen žiroskop. Na sl. 116 data je shema automatskog pilota za stabilizaciju aviona oko poprečne ose. On se sastoji od žiroskopa sa tri stepena slobode, koji se obrće oko vertikalne osovine. Žiroskop je ugraden u kućište 2 koje je čvrsto spojeno sa avionom i prati sve njegove pokrete.



Sl. 116. Shema žiroskopskog automatskog pilota za stabilizaciju aviona oko poprečne ose

Za pogon žiroskopa služi vakuum-pumpa. Ona razređuje vazduh u kućištu i time izaziva strujanje kroz cevi 4, koje spajaju kućište sa vazdušnim relejom. Vazduh ulazi u relez kroz siskove 6. Kada je avion u horizontalnom položaju, žiroskop 1 podjednako zaklanja otvore 3, tako da je potpritisak vazduha isti sa obe strane klipa 5 u vazdušnom relezu, a klipovi 7 u isto vreme zatvaraju priključke cevi 8 i ne daju da motorna hidraulična pumpa potiskuje hidro-ulje u radni cilindar i vrši pomeranje krmila, te se klip radnog cilindra ne pomera i krmilo visine ostaje u horizontalnom položaju. Ako avion usled nekog poremećaja počne npr. da se spušta



Sl. 117. Dejstvo žiroskopskog automatskog pilota

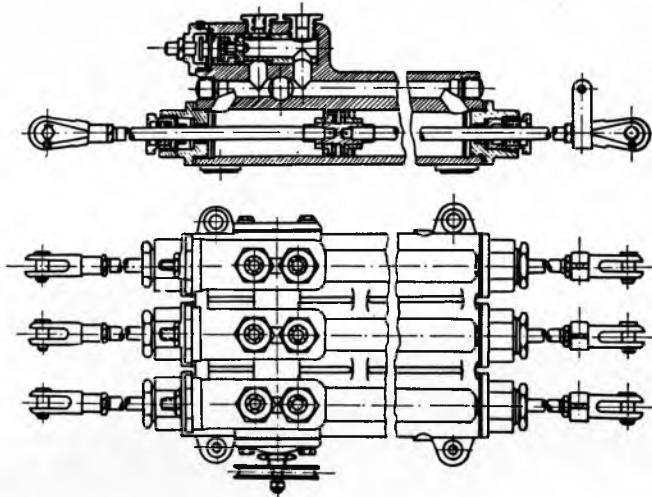
(sl. 117), automatski pilot stupa u dejstvo i vraća avion u horizontalni položaj zahvaljujući tome što žiroskop, i pored uzdužnog nagiba aviona, zadržava i dalje svoj položaj u prostoru te usled toga ne pokriva podjednako otvore 3, već desni otvara a levi zatvara. Vazduh koji vakuum-pumpa usisava iz kućišta 2 dolazi tada iz siska 6, prolazi sa leve strane klipa 5, ide kroz donju cev 4 i kroz desni otvor 3 ulazi u kućište, dok je strujanje kroz gornju cev 4 onemogućeno usled toga što žiroskop pokriva levi otvor 3. Ovakvo strujanje vazduha stvara potpritisak sa leve strane klipa 5, dok sa desne vlada atmosferski pritisak, tako da se klip počinje kretati nalevo zajedno sa klipovima 7 sa kojima je čvrsto spojen. Pomeranjem klipova 7 nalevo omogućava se hidro-ulju, potiskivanom od hidraulične pumpe, da preko cevi 8 ide u levu komoru radnog cilindra i potisne klip 9 nadesno, odnosno krmilo visine nagore, čime se stvara povratni moment koji vraća avion u horizontalni položaj.

Žiroskopski tip automatskog pilota naišao je na najširu primenu u vazduhoplovstvu i isključivo se upotrebljava na savremenim avionima. To iz razloga što žiroskop, koji u stvari predstavlja zavajac sa dva stepena slobode i koji se okreće velikom brzinom oko svoje ose, ima poznata svojstva: veliku stabilnost i precesiju. Stabilnost žiroskopa je utoliko veća ukoliko mu je veći moment inercije, tj. ukoliko ima veću masu na što većem odstojanju od ose obrtanja, zatim, ukoliko mu je veća ugaona brzina, tj. veći broj obrtaja, a što manje trenje. Pošto se u vazduhoplovstvu zahtevaju konstrukcije malih dimenzija i što manje težine, to se veliki kinetički moment koji daje potrebnu stabilnost žiroskopu dobija pogodnim rasporedom mase, koncentrisane uglavnom po obimu rotora, kao i velikom brzinom obrtanja: savremeni žiroskopi obrću se brzinom i do 30 000 o/min. Broj obrtaja ograničen je kvalitetom i izdržljivošću ležišta i osovine, kao i veličinom depresije koja se može postići ukoliko se pogon dobija preko Venturi-trube. Osim toga, na veličinu broja obrtaja utiče i dobro uravnoteženje masa, koje zavisi kako od homogenosti materijala tako i od tačnosti izrade. Žiroskop mora biti statički i dinamički uravnotežen, jer će se u protivnom slučaju javiti pri obrtanju momenti neuravnoteženih centrifugalnih sila. Druga odlika žiroskopa je precesija, tj. osobina da se on naginje pod 90° na pravac dejstva spoljne sile, a u zavisnosti od smisla njegova obrtanja. Čim spoljna sila prestane da dejstvuje, prestaje i precesiono kretanje. Ova osobina žiroskopa iskoristiće se za pogon kazaljke pokazivača skretanja, kao i za ispravljanje žiroskopa u pokazivaču kursa i veštačkom horizontu (v. *Avionski instrumenti*).

**Elementi automatskog pilota.** Osnovni elementi automatskog pilota jesu: osetljivi element, prenosni mehanizam,

radni cilindri, uređaj za praćenje, kontrolni pribor i izvori snabdevanja.

*Osetljivi element* ima zadatak da prima promene regulišućeg parametra aviona i da ih preda prenosom mehanizmu, koji preko radnih cilindara pokreće odgovarajuća krmila aviona i vraća avion u prvobitni položaj. Osetljivi elementi obezbeđuju potrebnu sta-



Sl. 118. Hidraulični radni cilindri automatskog pilota za pokretanje krmila pravca, krilaca i krmila visine

bilizaciju aviona i omogućuju da se održi kako izabrani pravac tako i visina i nagib aviona. U svojstvu osetljivih elemenata automatskih pilota sve se češće u poslednje vreme primenjuju žiro-direkcionali i žiro-horizont, u kojima su ugrađeni žiroskopi sa dva, odnosno tri stepena slobode. Žiro-direkacional predstavlja osetljivi element automata koji upravlja avionom po pravcu, a žiro-horizont osetljivi element automata uzdužne i poprečne stabilnosti aviona.

*Prenosni mehanizam* prima impulse osetljivih elemenata i u slučaju potrebe pojačava ih i sabira. On upravlja radom radnih cilindara koji pomeraju odgovarajuća krmila aviona. Impulse osetljivih elemenata hidropneumatskog automatskog pilota prima pneumatski relej, koji je spojen sa vretenom razvodnika, tako da se

pomeranjem klipa odnosno membrane pneumatskog releja pokreće vreteno razvodnika i na taj način upućuje hidro-ulje u jednu ili drugu stranu radnih cilindara, preko kojih se pokreću odgovarajuća krmila aviona u željenom pravcu.

*Radni cilindri* imaju zadatak da pomeraju krmila aviona pomoću unutrašnjih izvora energije: hidrauličkih, pneumatskih, električnih itd., od kojih se najčešće primenjuje hidraulička energija. Na sl. 118 prikazani su hidraulički radni cilindri za pokretanje krmila pravca, krilaca, kao i krmila visine. Hidro-ulje dolazi u levu ili desnu komoru radnih cilindara, pomera nadesno ili nalevo klip zajedno sa klipnjačom koja preko užeta pokreće odgovarajuća krmila aviona.

*Uredaj za praćenje* ima zadatak da upoređuje ugao pomeranja krmila sa veličinom pomeranja stabišućeg parametra i da blagovremeno smanjuje pomeranje krmila, kako bi se avion bez oscilacija vratio u prvobitni položaj.

*Kontrolni pribor* omogućuje pilotu da proverava rad automatskog pilota i njegovih elemenata i da preko ručica za upravljanje vrši uključivanje i isključivanje automatskog pilota.

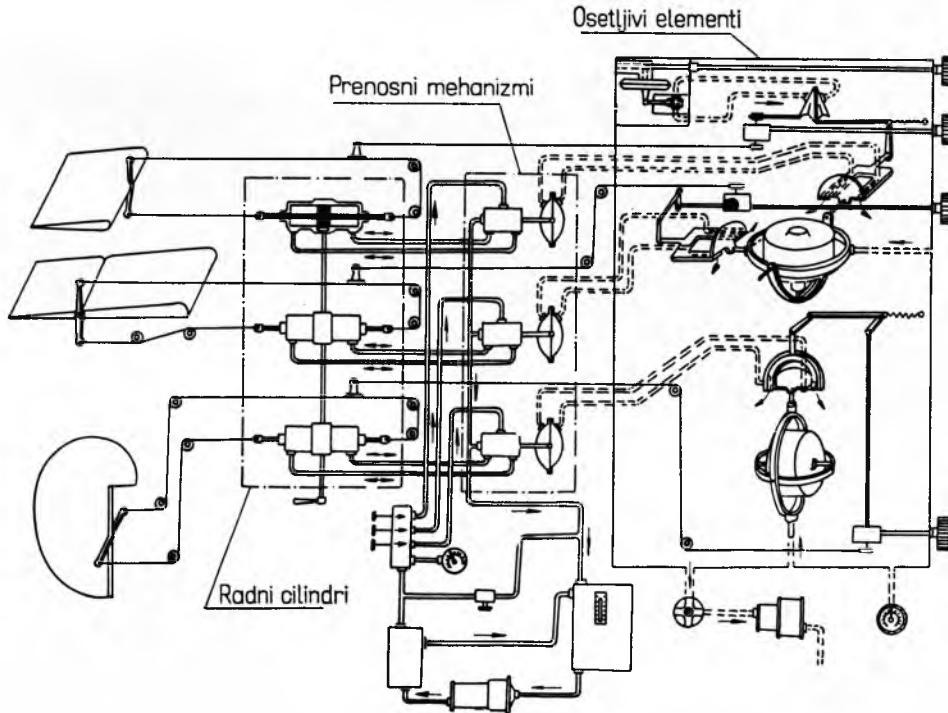
*Izvori snabdevanja* obezbeđuju neophodnu energiju za sve elemente automatskog pilota. Za pogon osetljivih elemenata najviše se primenjuje pneumatska energija (uglavnom vakuum-pumpa, a ponekad i kompresor), zatim električna energija i dr. U poslednje vreme sve veću primenu dobija električna energija, a za pogon radnih cilindara, kako je napred pomenuto, sve se više iskorišćuje hidraulična energija.

**Automati.** Da bi automatski pilot potpuno oslobodio pilota od upravljanja avionom, potrebno je stabilizovati četiri osnovna parametra aviona u letu, i to: visinu, brzinu, pravac i nagib, što se može izvršiti pomoću četiri organa upravljanja, tj. pomoću krmila visine, ručice za gas, krmila pravca i krilaca. Prema tome, automatski pilot trebalo bi da se sastoji od četiri automata, ali savremeni autopiloti nisu još u potpunosti postigli taj stepen usavršenja. Na savremenim avionima postoje uglavnom tri automata, koji upravljaju krmilima pravca i visine i krilaca. To su: automati kursa, poprečne stabilnosti i uzdužne stabilnosti.

*Automati kursa* služe za stabilizaciju položaja aviona u odnosu na zadani kurs i mogu se podeliti na dve grupe: automati kursa direktnog dejstva i automati kursa indirektnog dejstva. Automat kursa direktnog dejstva predstavlja žiro-direkacional koji je pomoću poluge vezan direktno sa krmilom pravca. Osetljivi element ovih automata može da bude ili inercijalnog tipa ili je žiroskop sa dva stepena slobode. Ako je osetljivi element žiroskop,

potrebno je primeniti snažne žiroskope, a ako je osetljivi element inercijalnog tipa, on radi sa velikim zakašnjenjem i izaziva ljudljjanje aviona. Automati kursa direktnog dejstva ne primenjuju se na savremenim avionima. Ovo se objašnjava time što je za pomeranje krmila potrebno dejstvovati momentom čija veličina nekad iznosi desetak kilopond-metara, usled čega su automatski piloti sa automatom direktnog dejstva suviše glomazni, te su se zbog toga počeli upotrebljavati automatski piloti sa automatom indirektnog dejstva, kod kojih se ne dejstvuje neposredno na krmila aviona, već se upravlja njima pomoću specijalnog prenosnog mehanizma. Njih ima više vrsta: sistem bez obratne veze, sistem sa krutom obratnom vezom, sistem sa krutom obratnom vezom i upravljanjem avionom prema ugлу otklanjanja od zadanog pravca i prema ugaonoj brzini i, konačno, sistem sa elastičnom obratnom vezom.

**Automat poprečne stabilnosti.** Zadatak upravljanja nagibom aviona istovetan je sa zadatkom upravlja-



Sl. 119. Hidropneumatski automatski pilot sa tri automata

nja kursom, pa je i automat za poprečnu stabilnost aviona sličan automatu za kursnu stabilnost aviona. Razlika je u tome što kao osetljivi element namenjen za određivanje položaja aviona služi žirohorizont umesto žiro-direkcionala, pri čemu se signali nagiba aviona dobijaju sa ose žiroskopa paralelne uzdužnoj osi aviona.

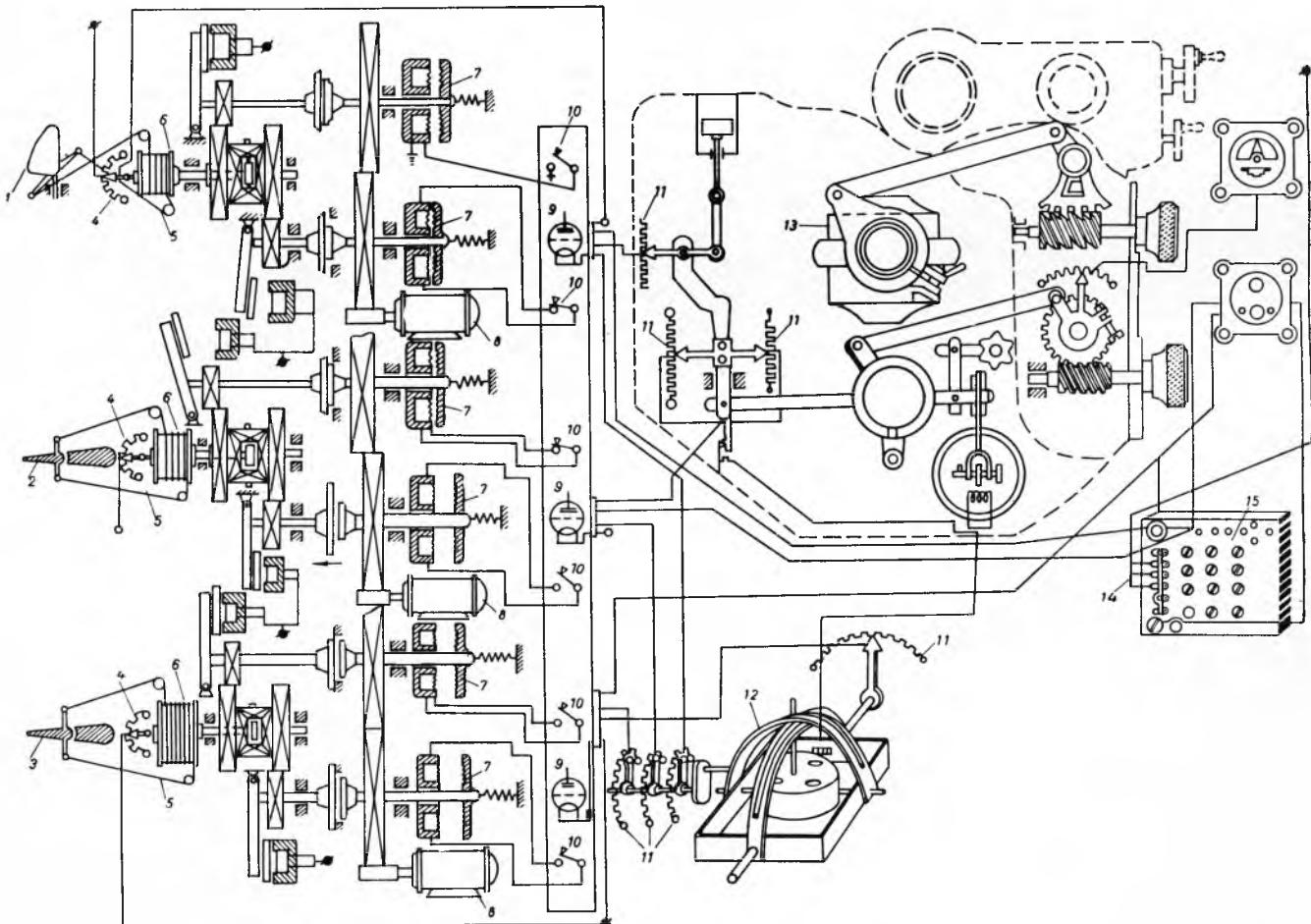
**Automat uzdužne stabilnosti.** Zadatak upravljanja uzdužnim kretanjem aviona nešto se razlikuje od zadatka upravljanja kursom i nagibom aviona. Ta razlika se sastoji u tome što najmanje promene režima uzdužnog kretanja aviona izazivaju bitne promene sile uzgona, usled čega se javlja jaka promena putanje leta. To se dešava pri pomeranju krmila visine, koji daje moment oko poprečne ose aviona menjajući njegov napadni ugao, a time i veličinu sile uzgona. U suštini postoje dve vrste automata uzdužne stabilnosti: automati koji u osnovi utiču na kretanje težišta aviona i automati koji utiču na ugaona kretanja aviona. Osetljivi element automata uzdužne stabilnosti je za prvu vrstu merač brzine vazduha i merač uzdužnih ubrzanja, a za drugu vrstu automata na bazi žiroskopskih osetljivih instrumenata. Ovi automati ne razlikuju se od odgovarajućih automata kursa i nagiba, sem što se signali ugaonog položaja aviona dobijaju sa osovine žiro-horizonta, koja je paralelna poprečnoj osi aviona.

**Hidropneumatski automatski pilot.** Na sl. 119 prikazana je shema hidropneumatskog automatskog pilota sa tri automata, i to za stabilizaciju uzdužnu, poprečnu i po pravcu. Osetljivi element automata za uzdužnu i poprečnu stabilizaciju predstavlja žirohorizont (žiroskop sa tri stepena slobode); osetljivi element automata za stabilizaciju po pravcu je žiro-direkacional (žiroskop sa dva stepena slobode). Osetljivi elementi upravljaju radom radnih cilindara kako je opisano u objašnjenju sl. 116 — s tim da u vazdušnom releju prenosnog mehanizma umesto klipa dejstvuje membrana — i istovremeno vizuelno pokazuju kurs i horizont. Hidroulje nalazi se u rezervoaru i pumpom se kroz prečišćač dovodi u

razvodnike i u radne cilindre. Višak hidro-ulja i neaktivno hidroulje vraćaju se posebnim cevnim vodovima u rezervoar. Ventilima koji regulišu proticanje hidro-ulja podešava se osetljivost i brzina reagovanja automata. Potpritisak što ga stvara vakuum-pumpa održava se konstantan specijalnim regulatorima depresije. Uredaj za praćenje izveden je u vidu užeta koja su s jedne strane spojena s klipnjačom radnog cilindra a s druge strane s polužnim mehanizmom koji uz pomoć opruge u kućištu žiroskopa pomera otvore za dovod vazduha. Usled toga, kako se pomeraju krmila, tako se u automatu izaziva suprotna radnja koja sprečava da avion prilikom vraćanja u prvobitni položaj prede preko njega. Pilot može isključiti automatski pilot (da bi ručno upravljao avionom) otvaranjem slavine koja spaja levu i desnu komoru radnog cilindra (v. i sl. 118). Automatski pilot ovog tipa primenjuje se i pored nekih nedostataka sa uspehom na nekim civilnim avionima. Pomoću njega može se vršiti penjanje pod uglom do  $35^\circ$ , obrušavanje pod uglom do  $80^\circ$ , zaokret sa nagibom do  $55^\circ$ . Tačnost je stabilizacije  $\sim 0.5\ldots 1^\circ$  u intervalu temperature od  $-35^\circ$  do  $+50^\circ\text{C}$ . Potrebna snaga je  $\sim 2 \text{ KS}$ , ukupna težina  $\sim 25 \text{ kp}$ , a visina upotrebe do 10 000 m.

**Električni automatski pilot** ima sve agregate potpuno elektrificirane; njegov rad ne zavisi od visine leta i temperature, jer su na osetljivim elementima i radnim cilindrima postavljeni elektrogrejači koji se uključuju na niskim temperaturama. Odsustvo mehaničkih veza između elemenata pojednostavnjuje rad električnog automatskog pilota i znatno olakšava njegovu montažu i demontažu.

Na sl. 120 prikazana je shema električnog automatskog pilota sa tri automata za stabilizaciju aviona u odnosu na uzdužnu, poprečnu i normalnu osu. Pomoću njega može se stabilizovati avion u horizontalnom letu, izvesti poletanje, sletanje, planiranje, ravni zaokret i zaokret. Osetljivi elementi električnog automatskog pilota su isti kao i hidropneumatskog: žiro-direkional 13 i žiro-horizont 12. Oni upravljaju radom radnih cilindara krmila pravca i visine i krilicima. U slučaju odstupanja od zadatog režima leta, električni signali koji se dobijaju sa



Sl. 120. Električni automatski pilot sa tri automata za stabilizaciju aviona u odnosu na uzdužnu, poprečnu i normalnu osu. 1 krilica pravca, 2 krilica, 3 krmilo visine, 4 potenciometar uređaja za praćenje, 5 uže za upravljanje krilima, 6 bubanj za namotavanje užeta, 7 elektromagnet, 8 elektromotor, 9 elektronski pojačivač, 10 elektromagnetski relaj, 11 potenciometri, 12 žiro-horizont, 13 žiro-direkacional

četaka potenciometra 11 predaju se pojačivačima 9, gde se oni pretvaraju u impulsne signale koji se šalju u elektromagnetne relje 10 solenooida elektromagneta 7 radnih cilindara. Radne cilindre pokreću elektromotori jednosmislene struje 8, koji se neprekidno okreću. Bubnjevi 6 za namotavanje užeta vezani su preko užeta 5 sa krmilima aviona i sa četkama potenciometra 4 uređaja za praćenje. Uključivanje i isključivanje automatskog pilota vrši se sa komandne table 15 pomoću glavnog prekidača 14. Pri isključenju električnog pogona svi radni cilindri se automatski isključuju i automatski pilot prestaje da upravlja avionom. Potrebna snaga iznosi  $\sim 300$  W, a za električno zagrevanje troši se još  $\sim 200$  W. Ukupna težina  $\sim 80$  kp, a visina upotrebe  $\sim 12\,000$  m.

Električni automatski pilot i pored prednosti koje ima, kao npr. laka montaža, relativno visoka visina upotrebe itd., ima takođe i nedostatake kao što su: velika težina, potreba česte reglaže u zavisnosti od režima leta, relativno niska osetljivost osetljivih elemenata u sistemu upravljanja i dr. (V. i *Avionski instrumenti i Regulacija, automatska*.)

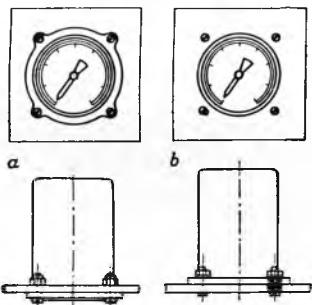
LIT.: T. M. Baum, Samoletnye hidraulicheskie ustroystva, Moskva 1946. — M. Davidson, The gyroscope and its applications, London 1947. — D. A. Braslavskiy, C. S. Logunov i D. S. Pelypor, Raschet i konstrukcija aviacionnykh pribyloj, Moscow 1954. — T. I. Vilyavskaya, Aviacionnye pribyoly i avtopiloty, Moscow 1954. — K. I. T. Richardson, The gyroscope applied, London 1955. Sv. Po. i N. Mat.

**AVIONSKI INSTRUMENTI.** U ovom članku obrađeni su instrumenti koji omogućavaju pilotu pravilno upravljanje avionom (pilotu) i orijentisanje pri preletanju iz jednog mesta u drugo (navigaciju), zatim instrumenti koji ga informišu o radu motora, utrošku i zalihi goriva i stanju drugih uredaja za pogon aviona. O drugim instrumentima na avionu v. *Avion*.

Sama merenja vrše se na različitim i često udaljenim mestima u avionu, ali pokazivači veličina, avionski instrumenti u užem smislu, nalaze se skupljeni na tabli sa instrumentima ispred pilota, da bi on stalno imao pred očima informacije na osnovu kojih treba da stvara odluke. Zbog toga se na avionima obično primenjuje daljinski prenos, najčešće električni, zbog toga što se provodnici lakše ugradjuju, duže traju i pouzdajanje rade nego cevi, čelična užad i gipke osovine hidrauličnih, pneumatskih i mehaničkih prenosnika. Osim toga, električni daljinski prenosi mogu prenositi merene podatke na praktično neograničeno rastojanje i pokazivati ih istovremeno na nekoliko mesta u avionu. O daljinskom prenosu, kao i o elementima i mehanizmima instrumenata uopšte, v. *Merni instrumenti*.

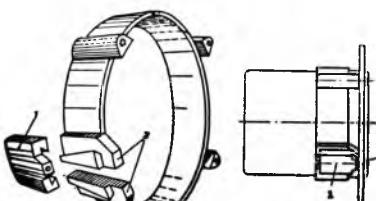
#### TABLA S INSTRUMENTIMA

**Ugradivanje instrumenata.** Avionski instrumenti se mogu ugraditi na tabli s instrumentima na dva načina: neposredno i posredno. *Neposredno ugradivanje* instrumenata se vrši tako da se oni postavljaju u odgovarajuće otvore, sa prednje ili zadnje strane table (sl. 1). U tom slučaju oni moraju imati prirubnicu sa rupama (obično četiri) kroz koje se zavrtnjima pritegnu za tablu. Češće se postavljaju sa zadnje strane table, jer to znatno olakšava njihovu montažu i demontažu, naročito kad se ne mogu odvojiti od priključnih cevi. *Posredno ugradivanje* vrši se pomoću specijalnog montažnog prstena (sl. 2) koji se ugrađuje sa zadnje strane table preko tri zavrtinja, pa se zatim instrument uvuče u prsten i pritezanjem četvrtog stegne. Četvrti zavrtanj privlači klinasti umetak 1, koji preko kosih površina u vidu lastinog repa i na krajevima prstena 2 zateže prsten oko instrumenta. Pri skidanju instrumenta potrebno je malo odvrnuti zavrtanj 3 pri čemu se prsten širi i instrument oslobađa. Zavrtnjii se moraju osigurati da se ne bi odvili usled vibracija; to se može izvesti na više načina (sl. 3): elastičnom podloškom, kontra-navrtkom, elastičnom navrtkom sa prorezom i tzv. »Simmonds«-navrtkom. Poslednja ima umetnut prsten od fibera ili sl. bez zavojnice



Sl. 1. Neposredno ugradivanje instrumenata. a sa prednjem, b sa zadnjem stranom table

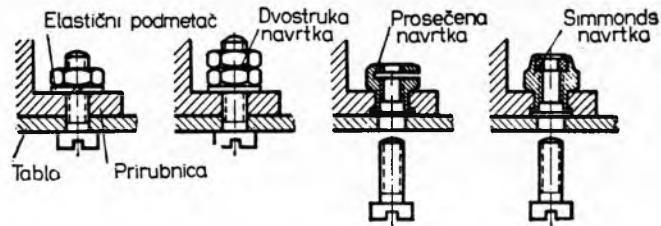
če u prstenu i pritezanjem četvrtog stegne. Četvrti zavrtanj privlači klinasti umetak 1, koji preko kosih površina u vidu lastinog repa i na krajevima prstena 2 zateže prsten oko instrumenta. Pri skidanju instrumenta potrebno je malo odvrnuti zavrtanj 3 pri čemu se prsten širi i instrument oslobađa. Zavrtnjii se moraju osigurati da se ne bi odvili usled vibracija; to se može izvesti na više načina (sl. 3): elastičnom podloškom, kontra-navrtkom, elastičnom navrtkom sa prorezom i tzv. »Simmonds«-navrtkom. Poslednja ima umetnut prsten od fibera ili sl. bez zavojnice



Sl. 2. Ugradivanje pomoću montažnog prstena

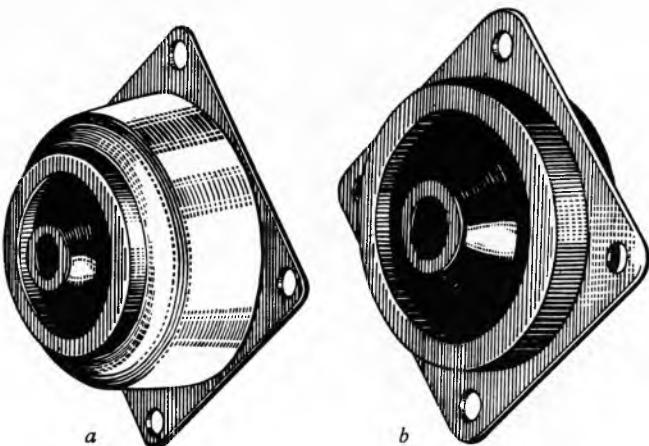
i manjeg je prečnika od zavrtnja, tako da ovaj tek pri zavijanju utiskuje u njemu zavojnicu, što sprečava njegovo odvrtanje.

**Ugradivanje table sa instrumentima.** Da bi se izbegle oscilacije, odnosno da bi se amplitudne oscilacije što je moguće više smanjile kako bi bile bez štetnog dejstva na rad instrumenata,



Sl. 3. Osiguranje zavrtanja

table se postavljaju elastično pomoću metalnih opruga, sundre gume ili gumenih amortizera tipa »Lord«. Metalne opruge su vrlo pogodne jer i pri niskim temperaturama sprečavaju prenos oscilacija. Međutim, da bi imale nisku sopstvenu učestanost, one su često glomazne, što u znatnoj meri ograničava njihovu primenu. Sunderasta guma vremenom postaje tvrdna i gubi sposobnost da prigušuje oscilacije. Gumeni amortizeri tipa »Lord« (sl. 4), koji se danas najviše upotrebljavaju, izrađeni su od vulkanizirane gume, zauzimaju malo prostora i elastičniji su u aksijalnom pravcu nego radikalnom. Iako elastičnost gume na niskim temperaturama opada, a time i mogućnost prigušivanja oscilacija, ipak se pokazalo da gumeni amortizeri zadovoljavaju i na niskim temperaturama ako je predviđena izvesna rezervna sposobnost prigušivanja. Pri ugradivanju table amortizere



Sl. 4. Gumeni amortizeri tipa »Lord«. a sa izvučenom, b sa ravnom prirubnicom

treba postaviti tako da svaki bude podjednako opterećen. Kako tabla nije uvek ravnomerno opterećena, nije ispravno simetrično postavljanje amortizera, već ih treba postavljati u zavisnosti od raspodele opterećenja. Osim toga, njihova uzdužna osa treba da leži u ravni koja je paralelna sa tablom a prolazi kroz težište table sa instrumentima. Pri ugradivanju table treba obratiti pažnju i na veze instrumenata, kao npr. cevi, kablove i sl., kako bi bili slobodni i dovoljno dugi, da se oscilacije ne prenose preko njih na instrumente. Tabla treba da je dovoljno kruta, kako se njenim ugibanjem ne bi pojavile nove oscilacije. Ovo se postiže pravilnim izborom čvrstoće i debljine materijala, kao i njenim oblikom (savijanjem ivica i sl.). Tabla pri ugradivanju treba da bude tako amortizovana da njena sopstvena učestanost bude bar 2,5 puta manja od učestanosti motora, a pri tome ne sme biti veća od 650 c/min.

Postoji više načina za elastično ugradivanje table. Ukoliko oscilacije nisu velike, može se elastično ugraditi samo centralni deo koji nosi osetljive instrumente, tzv. pomoćna tabla (sl. 5a). Zatim se može elastično ugraditi cela tabla (sl. 5b), i najzad, cela i