

varijanti. Dijamanti se rigorozno očiste, npr. kuhanjem u kiselinama, pa isplivaju sami na površinu pulpe.

Dalji razvoj oplemenjivanja predodređen je potrebom predrade sve većih količina sve siromašnijih sirovina. Može se očekivati da će nastojanja ići u dva pravca: prerađivački uređaji bit će sve većeg kapaciteta i pojam sirovine obuhvatit će i današnja jalovišta i tzv. sekundarne sirovine, tj. industrijske otpadne materijale. Početkom osamdesetih godina našeg stoljeća nema znakova da će biti na raspolaganju suštinski novi postupci ili uređaji. Međutim, novim načinom primjene ili novim kombinacijama poznatih procesa svakako će se postići zadovoljavajući rezultat. Može se pretpostaviti da će pirometalurške i, osobito, hidrometalurške metode imati sve veće značenje.

LIT.: F. B. Michell, *The Practice of Mineral Dressing*. Electrical Press, London 1950. — A. F. Tuggart, *Handbook of Mineral Dressing*. John Wiley & Sons, New York-London 1960. — *Mineral Processing Flowsheets*. Denver Equipment Company, Denver 1962. — E. J. Pryor, *Mineral Processing*. Elsevier Publ. Co., Amsterdam 1965. — Đ. Lešić, S. Marković, *Priprema mineralnih sirovina*. Građevinska knjiga, Beograd 1968. — D. Drašković, *Industrijska priprema pripreme mineralnih sirovina*, 1. svezak. Izdavačko-informativni centar studenata, Beograd 1975; 2. svezak, Rudarsko-geološko-metalurški fakultet, Beograd 1972. — H. Schubert, *Aufbereitung fester mineralischer Rohstoffe*. VEB Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie, Leipzig I 1974, II 1977, III 1972. — D. Očepek, *Mehanska procesna tehnika*. DDU Univerzum, Ljubljana 1976. — A. L. Mular, R. B. Bhappu, Ed., *Mineral Processing Plant Design*. AIME, New York 1980.

R. Marušić

OPTEREĆENJE AVIONA, skup sila i momenata koji djeluju na konstrukciju aviona, uzrokujući napone i deformacije strukturnih dijelova, što može oštetiti i polomiti konstrukciju, a i mijenjati aerodinamičke karakteristike aviona.

Interakcija aviona s okolišem. Avion se projektira prema budućoj namjeni tako da bude sposoban obavljati određene zadatke u zraku i na tlu. Kad se kreće po tlu, avion je izložen različitim utjecajima okoliša, od interakcije s pistom i zrakom do djelovanja vode, leda ili blata. U letu, međutim, aerodinamičke sile i momenti opterećuju sve površine aviona uz naprezanje konstrukcije. Kretanjem aviona po prostornim putanjama na svaki djelić njegove mase djeluju ubrzanja koja su uzročnik pojavi inercijskih sila. Budući da se avion kreće u Zemljinu gravitacijskom polju, ubrzanje Zemljine teže također stvara sile na svakom djeliću njegove mase, pa se gravitacijsko opterećenje pridružuje inercijskom. Pogonska grupa aviona, klipni motor s elisom ili mlazni motor, stvaraju vučne, odnosno potisne sile koje opterećuju avion. Letenjem kroz zračni prostor avion se zagrijava ili hladi, već prema visini i brzini leta, odnosno meteorološkim prilikama, što također uzrokuje napone u strukturi konstrukcije aviona.

Nakon slijetanja pri dodiru s pistom, kretanju po tlu (rulanju) i zaustavljanju, odnosno zaletu prije polijetanja, kotači aviona dodiruju pistu aerodroma, koja može biti ravna betonska ili travnata poletno-sletna staza. Opterećenja aviona na pisti mogu biti mjerodavna za projektiranje mnogih komponenata konstrukcije aviona.

Vlaga i različiti kemijski sastojci što se nalaze u atmosferi napadaju dijelove aviona koje zbog toga treba zaštititi pogodnim sredstvima.

Na temelju iskustva iz prakse proizlazi da se opterećenja koja djeluju na avione mogu razvrstati na aerodinamička, inercijska, pogonska, zemaljska, termička i kemijska.

U nekim posebnim prilikama, kao što je s hidroavionima na moru, potrebno je uzeti u obzir i utjecaj morske vode na zemaljska opterećenja aviona. To su hidrodinamička i kemijska opterećenja zbog djelovanja morske vode. Zimi, kada neki avioni slijeću na snijeg ili poljeću sa snijega, zemaljska se opterećenja mnogo razlikuju od interakcije s čvrstom pistom u drugim vremenskim prilikama.

Treba napomenuti da opterećenja koja utječu na sigurnost aviona mogu biti posljedica procesa proizvodnje i održavanja, jer se pogrešnom ugradnjom, te nedostatnom termičkom ili mehaničkom obradom dijelova mogu prouzročiti dodatna opterećenja konstrukcije.

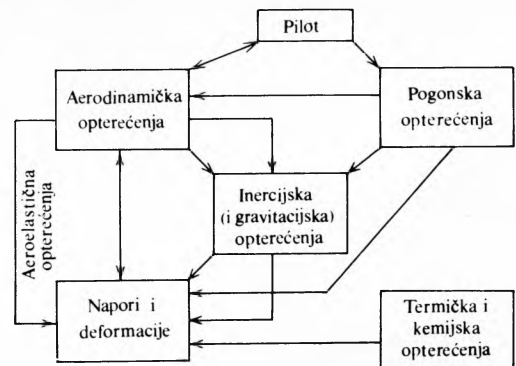
Složeni uvjeti eksploatacije aviona moraju biti detaljno ispitani da bi se iz mnoštva mogućih opterećenja izdvojila samo ona koja svojim odlikama mogu reprezentirati karakteristična stanja u kojima se realno može naći avion.

Avioni su, kao i sve druge konstrukcije, izgrađeni od elastičnih materijala. Zbog toga se dijelovi aviona pod opterećenjem deformiraju. Međutim, deformacije aerodinamičkih tijela, kao što su krila, trupovi ili repne površine, mijenjaju raspodjelu strujanja zraka oko tih tijela, što uzrokuje promjenu veličine i položaja aerodinamičkih sila. Elastičnost konstrukcije utječe na opterećenja aviona i mnogo puta može bitno utjecati na kritični faktor sigurnosti. Unutrašnje sile i momenti elastične konstrukcije nazivaju se zajedničkim imenom naponi konstrukcije. Napori su, zapravo, reakcija konstrukcije na djelovanje opterećenja. Budući da je dinamička ravnoteža opterećenja i napora često popraćena znatnim deformacijama aviona, a deformacije mijenjaju uvjete interakcije s okolišem, to se i zbog toga opterećenje mijenja. Te promjene mogu težiti nekoj stalnoj vrijednosti ravnoteže opterećenja i napora, ili se napori mogu smanjivati, ali se mogu i nekontrolirano povećavati. To znači da se može doseći takva razina napora koja se približava granici elastičnosti materijala, te zbog toga lako nastaju trajne deformacije ili lom konstrukcije. Najčešće napori elastične konstrukcije pri rasterećenju prouzrokuju inercijske sile i momente, a to djeluje kao dodatno opterećenje koje deformira konstrukciju. Deformirana konstrukcija mijenja aerodinamička opterećenja, pa zbog toga mogu nastati vibracije koje ograničuju sposobnost letenja.

Opterećenje pri kojem se zbog elastičnosti konstrukcije mijenjaju aerodinamičke sile i momenti zove se *aeroelastično opterećenje*. Osim toga što uzrokuju zamor konstrukcije pri lakim vibracijama, veća aeroelastična opterećenja mogu predstavljati poremećaje koji djeluju na upravljivost i stabilnost aviona u letu. U ekstremnim slučajevima aeroelastična opterećenja uzrokuju progresivni porast naprezanja u vitalnim elementima konstrukcije, što može ubrzati lom.

Potrebno je, stoga, da se sva opterećenja dobro poznaju da bi se pri stvaranju novog tipa aviona, od njegova projektiranja pa do uvođenja u eksploataciju i održavanja, svjesno utjecalo na faktore koji doprinose povećanju sigurnosti.

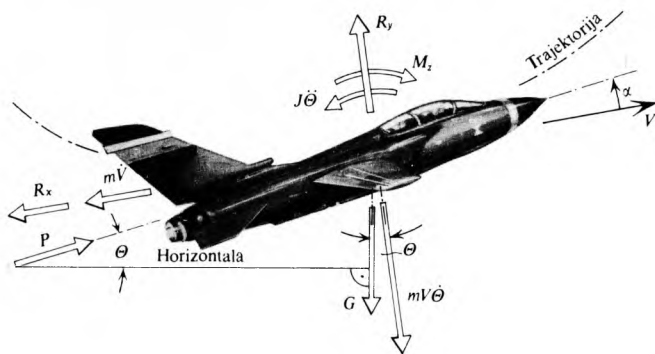
Upravljački avionom, pilot pomoću komandnog sustava upravlja i pogonskim i aerodinamičkim opterećenjima, pa time odmah određuje veličine inercijskih opterećenja, odnosno veličine napora i deformacija konstrukcije (sl. 1). Atmosfera, osim kemijskog djelovanja, utječe i na rad pogonske grupe aviona. Vrijeme trajanja opterećenja postaje važan faktor kada se radi o periodički ponavljanim ili promjenljivim opterećenjima.



Sl. 1. Shema međudjelovanja: pilot – opterećenje – napori

Ravnoteža u simetričnom letu. Pri manevriranju u vertikalnoj ravnini opterećenja aviona su simetrična. Ravnoteža rezultanata aerodinamičkih, pogonskih, inercijskih i gravitacijskih sila i momenata prikazana je na sl. 2. Na toj je slici pretpostavljeno da se ishodište pravokutnog koordinatnog sustava x, y, z nalazi

u težištu (središtu inercije) aviona, uzdužna se os x poklapa s pravcem brzine aviona, os y je okomita na os x i usmjerena od zemlje, a os z je okomita na ravninu određenu osima x i y , i poklapa se s poprečnom osi aviona.



Sl. 2. Ravnoteža rezultanta aerodinamičkih, pogonskih i inercijskih sila i momenata

Iz ravnoteže sila svedenih na središte inercije aviona mogu se napisati relacije prema kojima se definira propisano ubrzanje aviona. Iz uvjeta ravnoteže inercijskih, aerodinamičkih i pogonskih sila dobiva se sila ubrzanja u smjeru brzine aviona, tj. u smjeru tangente na trajektoriju

$$m\dot{V} = P \cos \alpha - R_x - G \sin \theta, \quad (1)$$

dok je sila ubrzanja u smjeru okomitom na smjer brzine

$$mV\dot{\theta} = P \sin \alpha - G \cos \theta + R_y, \quad (2)$$

a ravnoteža inercijskih i aktivnih momenata

$$J\ddot{\theta} = M_z, \quad (3)$$

gdje je m masa aviona, V brzina aviona, \dot{V} ubrzanje aviona u smjeru brzine V (tangencijalno ubrzanje), P potisak pogonske grupe, R_x aerodinamički otpor, R_y aerodinamički uzgon, G vlastita težina aviona, θ kut penjanja, $\dot{\theta}$ kutna brzina oko poprečne osi aviona, $V\dot{\theta}$ ubrzanje u smjeru osi y (normalno ubrzanje), $\ddot{\theta}$ kutno ubrzanje, J moment inercije oko poprečne osi aviona, a α napadni kut, tj. kut što ga zatvara uzdužna os aviona i smjer brzine aviona.

Ako se vanjske sile odvojeno napišu na desnoj strani, a inercijske na lijevoj, slijedi:

$$mV\dot{\theta} + G \cos \theta = P \sin \alpha + R_y, \quad (4)$$

inercijsko pogonsko aerodinamičko
opterećenje opterećenje opterećenje

Pri propisivanju manevarskih sposobnosti može se ograničiti ukupno ubrzanje zbog fizioloških ograničenja pilota, dok se vanjsko opterećenje izražava u dijelovima vlastite težine aviona. Zbog toga je za preopterećenje n i vlastitu težinu G

$$nG = P \sin \alpha + R_y, \quad (5)$$

što s jednadžbom (2) daje

$$nG = G \left(\frac{V\dot{\theta}}{g} + \cos \theta \right) \quad (6)$$

Kada je avion u horizontalnom položaju, tj. $\theta = 0$, bit će opterećenje određeno relacijom

$$n = \frac{V\dot{\theta}}{g} + 1. \quad (7)$$

Budući da je kutna brzina krivolinijske trajektorije određena sa $\dot{\theta} = V/R$, gdje je R polumjer zakrivljenosti putanje, preopterećenje se može pisati i u obliku

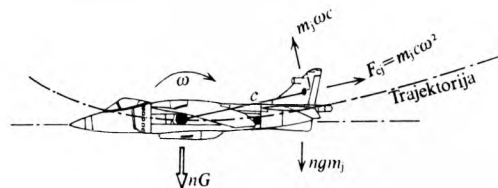
$$n = \frac{V^2}{gR} + 1. \quad (8)$$

Inercijsko opterećenje proizvoljno odabranog avionskog elementa mase m_j dobiva se kao rezultanta centrifugalne sile uzro-

kovane rotacijom oko poprečne osi

$$F_{cj} = m_j c \omega^2, \quad (9)$$

gdje je c udaljenost težišta elementa j mase m_j od težišta aviona (sl. 3), $m_j \dot{\omega} c$ inercijska sila zbog kutnog ubrzanja, a ngm_j inercijska sila preopterećenja.



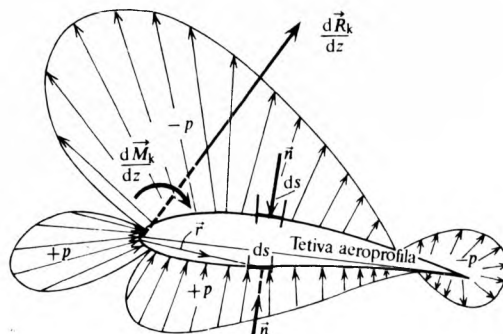
Sl. 3. Djelovanje inercijskog opterećenja aviona

Najnepovoljniji položaj aviona za proračun preopterećenja elemenata mase m_j bit će kada su težina i jedna komponenta inercijske sile kolinearne. Tako se za kolinearnost ngm_j i $m_j \dot{\omega} c$ dobiva da je

$$F_j = m_j n g \sqrt{\left(1 - \frac{\dot{\omega} c}{ng}\right)^2 + \left(\frac{c \omega^2}{ng}\right)^2}, \quad (10)$$

pa se vidi da je opravdano zanemariti centrifugalna i kutna ubrzanja kada su članovi $c\dot{\omega}$ i $c\omega^2$ maleni s obzirom na ng .

Aerodinamičko opterećenje. Uzajamno djelovanje aviona i zraka, tj. aerodinamičko opterećenje raspodijeljeno je po površini krila, trupa i repa. Tipična raspodjela opterećenja aeroprofila uzgonskih površina prikazana je dijagramom ovisnosti tlaka o položaju na konturi aeroprofila (sl. 4).



Sl. 4. Raspodjela aerodinamičkog opterećenja na profilu uzgonske površine

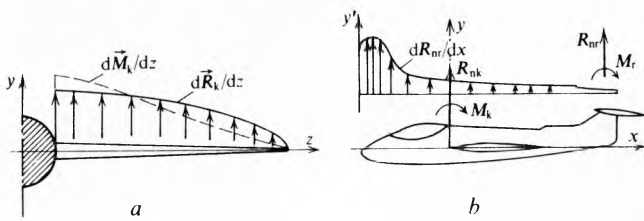
Rezultanta opterećenja na sl. 4 razlaže se na komponente uzduž tetive i normale na tetivu aeroprofila. Osim toga, za odabranu referentnu točku određuje se i aerodinamički moment. Za aeroprofil to je specifično opterećenje po jedinici duljine i temelj je za određivanje raspodjele opterećenja po razmahu uzgonske površine. Na sl. 4 prikazana je rezultantna aerodinamička sila svedena na jediničnu koordinatu razmaha z , tako da je označena sa $d\vec{R}_k/dz$. Isto je i s resultantnim specifičnim momentom $d\vec{M}_k/dz$, jer je uobičajeno da se sila reducira na točku koja definira napadnu ivicu aeroprofila.

Specifično opterećenje krila za poznata lokalna opterećenja aeroprofila zbog raspodjele tlakova dobit će se integracijom sila i momenata. Ako je \vec{n} ort normale u proizvoljnoj točki konture, ds element luka konture, a \vec{r} vektor položaja specifične elementarne sile tlaka $p\vec{n}ds$, bit će

$$\frac{d\vec{R}_k}{dz} = \oint p \vec{n} ds, \quad (11)$$

$$\frac{d\vec{M}_k}{dz} = - \oint \vec{r} \times p \vec{n} ds. \quad (12)$$

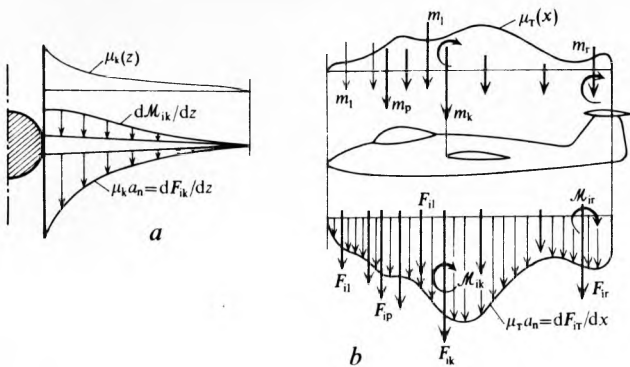
Raspodjela aerodinamičkog opterećenja po razmahu krila tipičnih konstrukcijskih rješenja prikazana je na sl. 5a, a na sl. 5b je raspodjela aerodinamičkog opterećenja trupa.



Sl. 5. Raspodjela aerodinamičkih opterećenja: a na krilu aviona, b na trupu aviona

Raspodjela normalnih sila trupa dR_n/dx prikazana je zajedno s ukupnim normalnim aerodinamičkim silama krila R_{nk} i repa R_{nr} te momentata krila M_k i repa M_r .

Inercijsko opterećenje. Inercijsko opterećenje (koje uključuje i gravitacijsko opterećenje) djeluje na sve djeliće mase. Zbog toga raspodjela gravitacijskog opterećenja ovisi o raspodjeli masa aviona i rezultatnog ubrzanja. Ako se zna raspodjela masa krila $\mu_k(z)$ i trupa $\mu_r(x)$, tada je za poznato rezultatno normalno ubrzanje aviona a_n raspodjela inercijskoga i gravitacijskog opterećenja prikazana na sl. 6a za krilo i na sl. 6b za trup.

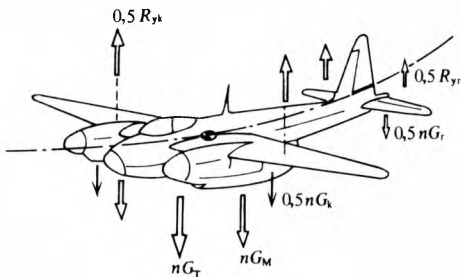


Sl. 6. Raspodjela inercijskog opterećenja: a na krilu aviona, b na trupu aviona

Momenti inercijskog opterećenja krila \mathcal{M}_{ik} svode se na napadnu ivicu ili neku drugu odabranu točku. Raspodjela sila inercijskog opterećenja obilježena je sa dF_i/dx , dok su koncentrične inercijske sile zbog koncentričnih tereta obilježene u općem slučaju sa F_i . Za simetrična manevarska stanja leta ukupno je ubrzanje aviona složeno od centrifugalnoga i gravitacijskog

$$a_n = ng, \tag{13}$$

gdje je n komponenta preopterećenja definirana propisima za određenu klasu aviona.



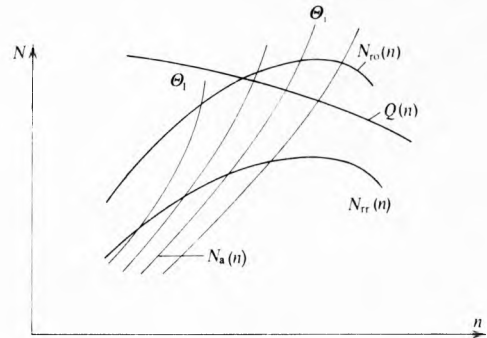
Sl. 7. Ravnotežno stanje aerodinamičkog i inercijskog opterećenja

Ravnoteža aerodinamičkoga i inercijskog opterećenja prikazana je na sl. 7. Na toj sa slici samo rezultante lijeve i desne polovice aviona, tako da su pokazane aerodinamičke sile uzgona za polovicu krila $0,5R_{y_k}$, preopterećenje polovice krila $0,5nG_k$, preopterećenje jednog motora nG_M , preopterećenje trupa nG_T , preopterećenje polovice repa $0,5nG_r$ i uzgon polovice repa $0,5R_{y_r}$. Razumije se da uvjet ravnoteže

$$n(G_T + G_k + 2G_M + G_r) = R_{y_k} + R_{y_r} \tag{14}$$

izražava jednakost ukupnog uzgona i ukupne inercijsko-gravitacijske sile aviona i preopterećenja $nG = R_y$.

Pogonsko opterećenje. Vučna sila elise, odnosno potisna sila mlaznog motora zavise od karakteristika pogonske grupe i stanja leta aviona, dakle brzine, preopterećenja i visine. Sile pogonske grupe ili kombinacije motora, elise i, ponekad, turbine, odnosno samo turbokompresora kod mlaznih motora, opterećuju konstrukciju aviona preko motorskih nosača, pa je potrebno da se za svako stanje leta te sile posebno odrede.



Sl. 8. Dijagram ovisnosti snage N i zakretnog momenta Q o brzini vrtnje motora n . $N_{to}(n)$ raspoloživa snaga motora za puni otvor usisnog sustava. $Q(n)$ zakretni moment, $N_{tr}(n)$ otvor usisnog sustava, $N_a(n)$ apsorbirana snaga elise za kut θ_i

Karakteristike klipnih motora obično se daju u obliku dijagrama ovisnosti snage motora N i njegova zakretnog momenta Q na vratilu o brzini vrtnje motora n , i to za različite visine leta i različite tlakove punjenja usisnog sustava. Tako je, npr., za nadmorsku visinu $H = 0m$, ovisnost snage N i zakretnog momenta Q o brzini vrtnje n prikazana na sl. 8 zajedno s krivuljama koje pokazuju ovisnost apsorbirane snage elise N_a o različitim kutovima uspona θ krakova elise. Ravnoteža, odnosno ustaljena brzina vrtnje motora pri nekom otvoru usisnog sustava postiže se u sjecištu krivulje raspoložive snage motora N_r s krivuljama apsorbirane snage elise N_a . Budući da karakteristike elise ovise o brzini aviona, moguće je odrediti ovisnost raspoložive snage N_r aviona o brzini. S druge strane, otpori aviona za zadanu brzinu određuju potrebnu snagu N_p kao produkt otpora i brzine u horizontalnom letu:

$$N_p = R_x V = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_x, \tag{15}$$

gdje je C_x koeficijent aerodinamičkog otpora, a S neka uvjetno prihvaćena površina (npr. površina uzgonskih ploha aviona).

Kada se raspoložive i potrebne snage aviona odrede odvojeno (v. *Mehanika leta*, TE 8, str. 223), mogu se odrediti i vučne sile iz raspoložive snage, jer je produkt vučne sile (ili potisne sile) i brzine jednak raspoloživoj snazi $N_r = PV$, pa je

$$P = \frac{N_r}{V}. \tag{16}$$

U režimu penjanja, međutim, višak raspoložive snage N_r nad potrebnom snagom N_p , tj. razlika ΔN svladava rad penjanja Gv , gdje je v vertikalna komponenta brzine penjanja. Za poznato ΔN i G može se odrediti kut penjanja θ prema jednakosti

$$\sin \theta = \frac{v}{V} = \frac{\Delta N}{VG}. \tag{17}$$

Karakteristike mlaznih motora određene su dijagramima ovisnosti potiska o brzini vrtnje turbokompresora za zadanu brzinu i visinu leta.

Pogonska grupa opterećuje konstrukciju aviona i zakretnim momentom koji se prenosi preko nosača motora.

Opterećenje u nevremenu. U letu avion može biti iznenada preopterećen ako uđe u olujnu atmosferu. Relativna se brzina aviona tada naglo mijenja, prije svega po pravcu a zatim i po

iznosu. Promjena pravca brzine znači i promjenu aerodinamičkog opterećenja koje se u olujnoj atmosferi zove opterećenje u nevremenu. Iako opterećenja u oluji mogu uzrokovati i nesimetrično opterećenje konstrukcije aviona, najčešće se razmatraju samo simetrična opterećenja u nevremenu.

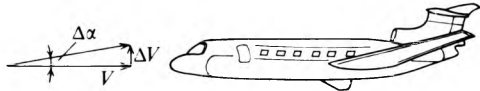
Ako dodatne brzine olujne atmosfere djeluju u vertikalnoj ravnini okomito na pravac brzine, promijenit će se napadni kutovi, ali i iznos brzine (sl. 9). Napadni kut se mijenja za $\Delta\alpha$, jer je za male kutove

$$\frac{\Delta V}{V} = \tan \alpha \approx \Delta\alpha. \quad (18)$$

Aerodinamički koeficijent uzgona prije ulaska aviona u oluju iznosi

$$C_y = a(\alpha - \alpha_n), \quad (19)$$

gdje je a gradijent uzgona aviona, α napadni kut s obzirom na referentnu tetivu, a α_n kut nultog uzgona.



Sl. 9. Promjena brzine i napadnog kuta pri letu aviona u nevremenu

Kada oluja djeluje vertikalnom komponentom brzine usponskih vjetrova ΔV , bit će:

$$C_{yB} = C_y \pm a\Delta\alpha = C_y \pm \frac{\Delta V}{V} a. \quad (20)$$

Ulazak u oluju nije trenutačan nego postepen, pa se propisima preporučuje redukcijski faktor f , koji ovisi o geometrijskim i aerodinamičkim odlikama aviona. Taj faktor korigira skok brzine tako da se s njime množi brzina ΔV usponskih vjetrova, pa se uzgon računa prema izrazu

$$R_{yB} = R_y \pm \frac{1}{2} \rho V^2 S a \frac{f\Delta V}{V}. \quad (21)$$

Ako je prije ulaska u oluju avion letio horizontalno, a težina mu je bila jednaka uzgonu, $R_y = G$, onda se novi uzgon može tretirati kao preopterećenje $R_{yB} = n_B G$, pa je

$$n_B G = G \pm \frac{\Delta V}{V} a f q S, \quad (22)$$

a samo komponenta preopterećenja iznosi

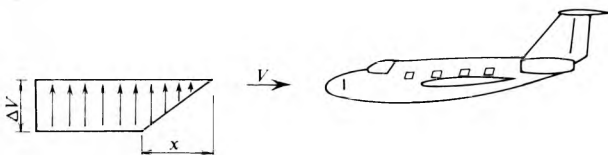
$$n_B = 1 \pm \frac{\Delta V}{V} a f \frac{S}{G} q, \quad (23)$$

gdje je $q = \frac{1}{2} \rho V^2$.

Ako je avion prije ulaska u oluju već imao komponentu preopterećenja n , očito je da će u oluji biti

$$n_B = n \pm \frac{\Delta V}{V} a f \frac{S}{G} q. \quad (24)$$

Redovno se još analizira i nevrjeme kada je prijelaz iz mirne u uzburkanu atmosferu definiran linearnom promjenom dodatnih usponskih brzina (sl. 10). Opterećenja u nevremenu česta su pojava i zato su veoma važna za analizu zamora konstrukcije aviona. Bez obzira što su takva mnogobrojna mala

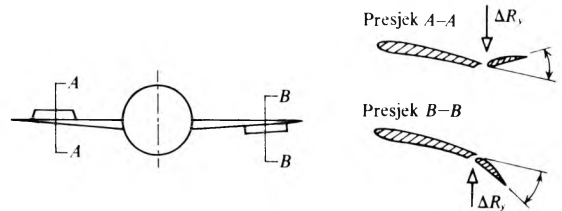


Sl. 10. Linearna promjena usponskih brzina pri ulasku aviona u uzburkanu atmosferu

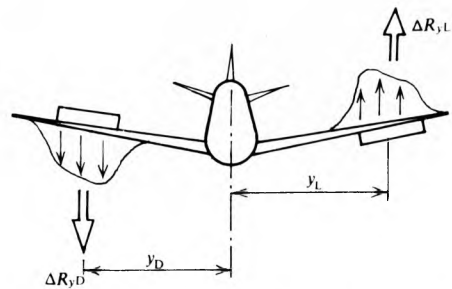
opterećenja vrlo malog intenziteta, ona ipak s vremenom uzrokuju trajna oštećenja materijala, pa se moraju razmatrati radi sigurnosti aviona za čitava njegova vijeka upotrebe.

Nesimetrično opterećenje zbog valjanja aviona. Manevirajući po prostornim trajektorijama avion je često i nesimetrično opterećen. Iako postoje brojne mogućnosti da se avion nesimetrično optereti, ipak se radi provjere čvrstoće konstrukcije aviona analiziraju samo određeni karakteristični slučajevi definirani propisima, jer je iskustvo pokazalo da ti slučajevi daju mjerodavna opterećenja.

Upravljanjem krilcima (eleronima), povlačenjem palice u lijevu ili desnu stranu, povećava se uzgon na krilu s oborenim krilcem, a smanjuje se uzgon na krilu s podignutim krilcem (sl. 11). Zbog razlike u uzgonu lijevoga i desnog krila stvara se zakretni moment oko uzdužne osi aviona koji uzrokuje rotirajuća gibanja nazvana valjanjem. Zbog valjanja oko uzdužne osi aviona mijenjaju se napadni kutovi lokalnih aeroprofila, pa se zato opterećenja krila preraspodjeljuju, što također dovodi do nesimetričnog opterećenja. Očito je da se zbog rotacijskog gibanja mijenjaju i inercijske sile.



Sl. 11. Promjena uzgona na krilu aviona zbog zakreta krilca



Sl. 12. Moment oko uzdužne osi aviona proizveden zakretom krilaca

Zbog upravljanja krilcima stvorit će se moment oko uzdužne osi (za dinamički koordinatni sustav to je os I ; v. *Mehanika leta*, TE 8, str. 224), te je prema oznakama na sl. 12:

$$M_1 = \Delta R_{yL} y_L + \Delta R_{yD} y_D \quad (25)$$

Taj se moment izračunava prema raspodjeli opterećenja koja je definirana propisima. U općenitom slučaju dodatne aerodinamičke sile lijevoga i desnog krila nisu jednake, pa se njihovom redukcijom na središte inercije dobiva razlika

$$\delta R_y = \Delta R_{yL} - \Delta R_{yD} \quad (26)$$

koja umanjuje ili uvećava osnovni uzgon aviona u horizontalnom letu. Ta se razlika mora kompenzirati dodatnom promjenom ukupnog napadnog kuta aviona.

Neuravnoteženi moment poniranja (sl. 13).

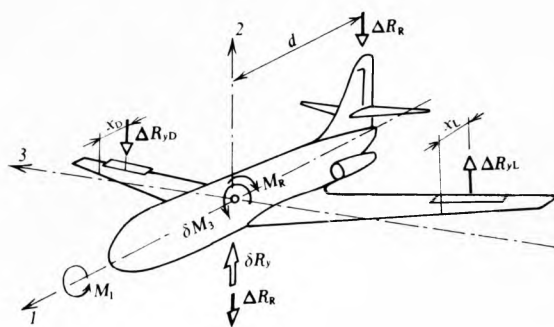
$$\delta M_3 = \Delta R_{yL} x_L - \Delta R_{yD} x_D \quad (27)$$

mora se uravnotežiti momentom horizontalnog stabilizatora

$$\Delta R_R d = \delta M_3. \quad (28)$$

Prema tome, kada se nagib aviona upravlja krilcima, mora se dodati još i kompenzacijski moment stabilizatora $\Delta R_R d$ jednak momentu δM_3 , jer je potrebno održavati ravnotežu uz nešto izmijenjen uzgon $\delta R_y - \Delta R_R$.

Kada se avion giba oko svoje uzdužne osi, lokalne brzine aeroprofila mijenjaju lokalne napadne kutove, jer, iako su te brzine



Sl. 13. Uravnoteženje momenta poniranja momentom horizontalnog stabilizatora

male, one su okomite na smjer gibanja pa utječu pretežno na promjenu napadnih kutova.

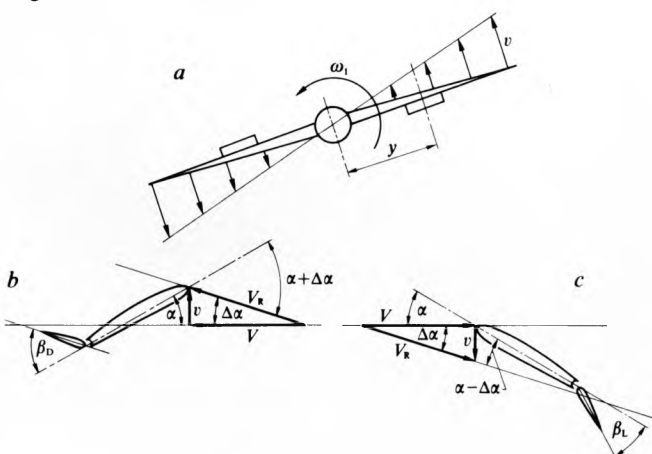
Relativne brzine zraka s obzirom na krilo imat će suprotan smjer od naznačenog na sl. 14. Tako su za krilo koje se zakreće prema dolje (sl. 14c), relativne brzine takve da se napadni kutovi lokalnih aeroprofila povećavaju. Ako se zbog male vrijednosti brzine rotacije $v = y\omega$ uzme da je prirast napadnog kuta

$$\Delta\alpha = \frac{v}{V} = \frac{y\omega_1}{V}, \quad (29)$$

priraštaj uzgona lokalnog aeroprofila iznosi

$$C_y = a\Delta\alpha = a\frac{y\omega_1}{V}, \quad (30)$$

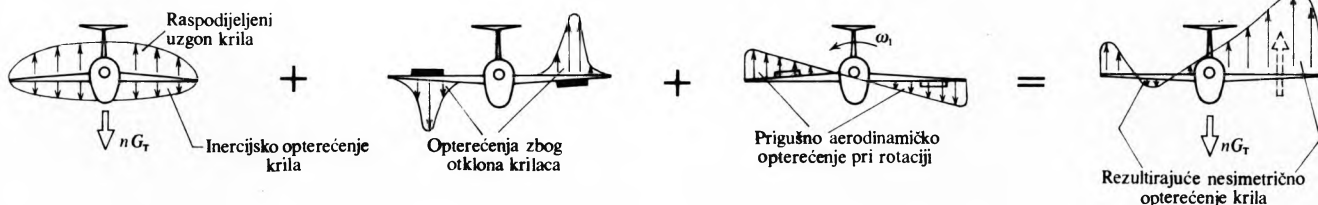
gdje je ω_1 kutna brzina valjanja, y položaj lokalnog aeroprofila s obzirom na ravninu simetrije, dok je a gradijent uzgona, a V brzina aviona.



Sl. 14. Relativne brzine zraka po razmahu krila pri rotaciji oko uzdužne osi aviona, a raspored brzina po razmahu krila, b relativna brzina zraka i napadni kut na krilu koje se diže, c relativna brzina zraka i napadni kut na krilu koje se spušta

Krilo koje se u promatranom trenutku zakreće nagore (sl. 14b) imat će smanjenje napadnog kuta.

$$\Delta\alpha = -\frac{v}{V} = -\frac{y\omega}{V}, \quad (31)$$



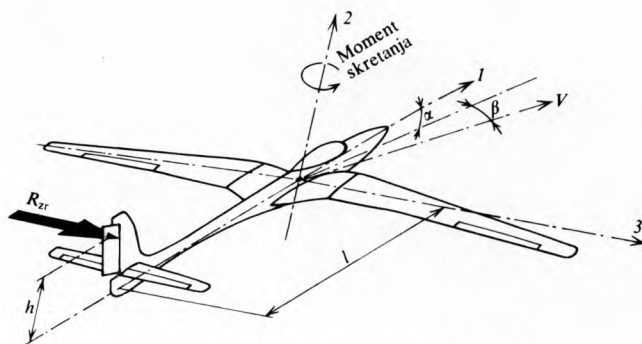
Sl. 15. Nesimetrično opterećenje krila u letu po krivolinijskoj trajektoriji i rotaciji aviona oko uzdužne osi

što dovodi do pada uzgona

$$\Delta C_y = -a\frac{y\omega}{V} \quad (32)$$

Zakretni moment, nastao zbog izmjene raspodjele lokalnih napadnih kutova krila pri rotaciji oko uzdužne osi, djeluje suprotno od aktivnog momenta što ga proizvode krilca, pa se zove *prigušni* ili *otporni zakretni moment*. Ako se avion pri rotiranju oko uzdužne osi uz to još giba po krivolinijskoj trajektoriji, opterećenja krila i ostalih dijelova aviona sastojat će se od aerodinamičkih i inercijskih opterećenja rotirajućega i manevarskog leta (sl. 15).

Nesimetrično opterećenje zbog skretanja aviona. Pri promjeni smjera leta nastaju nesimetrična opterećenja aviona zbog djelovanja momenata skretanja. U dinamičkom koordinatnom sustavu, pri horizontalnom letu, os skretanja nalazi se u uzdužnoj ravnini simetrije, usmjerena vertikalno prema gore od zemlje (sl. 16).



Sl. 16. Nesimetrično opterećenje zbog skretanja

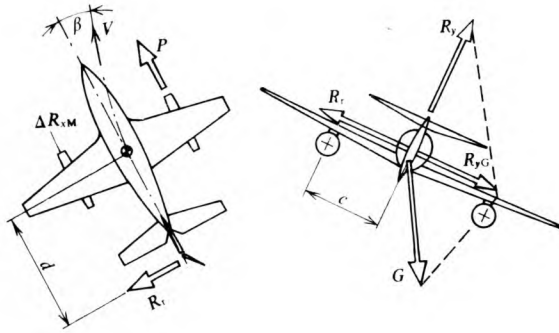
Naglim zakretanjem kormila smjera nastaje na vertikalnom stabilizatoru repa zakretni moment oko osi skretanja. Taj moment mijenja smjer leta aviona. Kutno ubrzanje aviona koje pri tom nastaje dobiva se iz uvjeta dinamičke ravnoteže aktivnih i inercijskih momenata. Opterećenja nastala skretanjem aviona mjerodavna su za analizu čvrstoće vertikalnog stabilizatora repa i kormila smjera, i to za stanje horizontalnog leta kada je preopterećenje $n = 1$, i za propisima određene vrijednosti preopterećenja n i brzine aviona V za druga stanja leta.

Nesimetrično opterećenje može nastati ako na višemotornom avionu zakaže jedan od motora, pa potisak (ili vuča) postane nesimetričan. Momenti uzrokovani preraspodjelom opterećenja u takvim se prilikama moraju uravnotežiti djelovanjem (reakcijama) kormila. Kad se pokvari jedan od motora, nastali nesimetrični moment uravnotežuje se momentom sile R_r na vertikalnom kormilu (sl. 17), a blagim bočnim nagibom aviona stvori se komponenta uzgona aviona koja uravnotežuje tu bočnu silu R_r na kormilu. Moment nesimetrične vuče, s potiskom motora P i uz dodatni otpor pasivne konzole motora, iznosi $(P + \Delta R_{xM})c$, dok je uravnotežujući moment $R_r d$. Da bi se ti momenti izjednačili, potrebna je sila na repu

$$R_r = (P + \Delta R_{xM})\frac{c}{d}, \quad (33)$$

koja se uravnotežuje kosim uzgonom i vektorom težine

$$\vec{R}_y + \vec{G} = \vec{R}_r. \quad (34)$$



Sl. 17. Uravnoteženje momenta proizvedenog nesimetričnim potiskom pomoću momenta sile na vertikalnom kormilu

Sustav upravljanja aviona mora biti sposoban da svlada opterećenja i u vrlo nepovoljnom stanju leta s nesimetričnom vučom.

Opterećenja na tlu. Kotači i amortizeri aviona (stajni organi) moraju zadovoljiti brojne teške uvjete rada pri slijetanju, polijetanju i vožnji po pisti. Preko stajnih organa opterećenja se prenose na krila ili trup aviona. Najteži uvjeti rada stajnih organa obično nastaju pri slijetanju kada je potrebno apsorbirati kinetičku energiju udara aviona o pistu. Sile u amortizerima ne smiju premašiti vrijednosti koje su kritične za čvrstoću krila, trupa ili bilo kojega drugog dijela aviona. Pri projektiranju stajnih organa moraju se zadovoljiti propisane sposobnosti amortizera i guma da apsorbiraju dovoljnu energiju udara a da se pri tom ne induciraju prevelika opterećenja. Manja opterećenja postižu se većim hodom amortizera, ali taj hod ne smije prijeći granice zadane geometrijskim odnosima koji uvjetuju stabilnu vožnju po pisti u ekstremno mogućim okolnostima.

Današnji su avioni opremljeni oleo-pneumatskim (uljno-zračnim) amortizerima koji prilikom slijetanja vrlo uspješno apsorbiraju kinetičku energiju udara aviona o pistu, pretvarajući tu energiju dijelom u toplinu, a dijelom u rad podizanja aviona pri povratnom hodu amortizera. Opis konstrukcije i načina djelovanja tog tipa amortizera v. *Avion*, TE 1, str. 591.

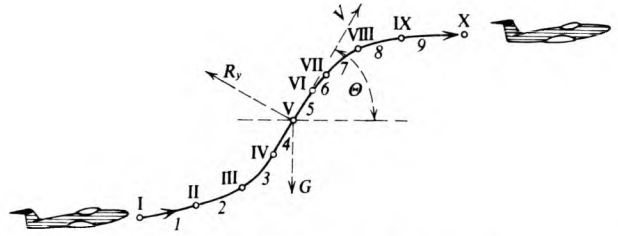
Propisi za opterećenja. Avioni određene namjene moraju zadovoljiti propisane uvjete da bi u eksploataciji bili sigurni i pouzdani. Dugogodišnja iskustva letenja daju podatke na temelju kojih se formuliraju uvjeti koje avioni moraju zadovoljiti. Način proizvodnje i eksploatacije aviona već je u čitavu svijetu toliko ujednačen da su propisi za gradnju aviona praktično vrlo slični u svim zemljama. Međutim, bez obzira na propise i preporuke, odgovoran je projektant, pa se propisi tretiraju samo kao zbirka preporuka i iskustava.

Ako je projekt aviona potpuno nekonvencionalan, pa su nemoguće analogije s već izgrađenim avionima, projektant mora sam analizama prognozirati mjerodavna opterećenja. Projektanti su slobodni da odbace preporuke koje u priručnicima i službenim propisima počinju s »trebalo bi da« ili »može«. Projektant obvezno prihvaća preporuke dane s »treba da« ili »mora«, osim ako postoji pismeno odobrenje državnih organa da je dopušteno odstupanje od propisa.

Mnoge su metode procjene opterećenja aviona složene i zahtijevaju brojne podatke koji se, redovito, dobivaju tek u kasnijoj fazi projektiranja. U nekim se propisima preporučuju jednostavnije metode analize, sugerirajući izbor stanja leta koje određuje mjerodavno opterećenje za preliminarnu analizu. Neovisno o upotrijebljenoj metodi, već u početku projektiranja uzimaju se u obzir ograničenja koja su uvjetovana tehnološkim mogućnostima, prihvaćenim pojednostavnjenjima i rezultatima teorijskih i eksperimentalnih istraživanja, te nedostacima analogija izvedenih na temelju prethodnih iskustava.

Propisi za simetrične letove obuhvaćaju uvjete letenja koje je potrebno ispitati kada je opterećenje simetrično s obzirom na vertikalnu ravninu koja se poklapa s geometrijskom ravninom simetrije.

Ako u točki I (sl. 18) avion leti horizontalno s konstantnom brzinom, uzgon je jednak vlastitoj težini aviona, potisak je jednak aerodinamičkom otporu, komponenta preopterećenja



Sl. 18. Karakteristična stanja leta aviona

iznosi $n = 1$, i nema momenta propinjanja. U točki II avion počinje penjanje, što znači da se na krilima povećava uzgon i time stvara vertikalna komponenta ubrzanja. Prvo se kormilom visine proizvede moment propinjanja koji mijenja napadni kut i tako povećava uzgon, a zatim i vertikalno ubrzanje. U točki III avion se dovoljno podigao da bi promijenio napadni kut i ukupni uzgon potreban da se svlada ne samo težina nego i centrifugalna sila koja se javlja na zakrivljenoj trajektoriji. Uzgon je veći od težine n_1 puta, a komande su pokrenute tako da se eliminiira moment propinjanja. Praktično, moment propinjanja svladava se prije točke III da ne bi došlo do nepoželjnog povećanja napadnog kuta. U točki IV avion je dostigao željeni kut penjanja, pilot ili autopilot potiskuje palicu od sebe da bi se smanjio napadni kut, što uvjetuje prestanak krivolinijskog puta. Tako se ostvaruje veći moment nego što se po trajektoriji može zaključiti. Uzgon je zbog toga n_3 puta veći od vlastite težine. U točki V vrijedi jednakost: $R_y = G \cos \theta$, gdje je θ kut penjanja aviona s obzirom na horizontalalu. Režimi VI, VII, VIII i IX antisimetrični su s obzirom na IV, III, II i I. Budući da je u općem slučaju aerodinamički uzgon

$$R_y = nG = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_y, \quad (35)$$

bit će

$$n = \frac{1}{2} \rho V^2 C_y \left(\frac{S}{G} \right) = f(V). \quad (36)$$

Granična krivulja $n = f(V)$ konstruira se prvo za ekstremne napadne kutove pri kojima je koeficijent aerodinamičkog uzgona $C_y = C_{y\max}$. Tako se, zapravo, dobiva parabola

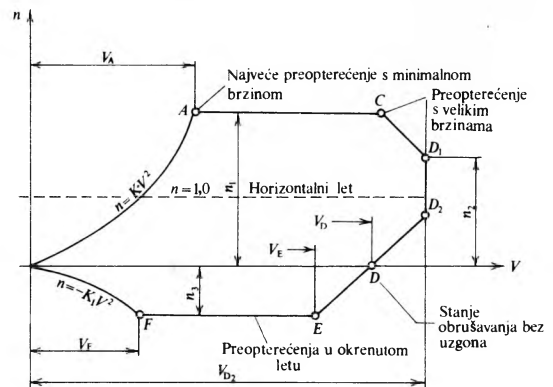
$$n = K V^2, \quad (37)$$

koja razdvaja područje kritičnih režima malih brzina od područja normalnih brzina aviona. Parabolična funkcija određuje se i za negativne kutove kada je

$$n = -K_1 V^2. \quad (37a)$$

Ostatak ovisnosti ograničuje se s obzirom na fiziološke mogućnosti pilota, odnosno izdržljivost elastične konstrukcije.

Na sl. 19 prikazan je tipičan n, V -dijagram (anvelopa leta) kao temelj svih propisa o opterećenjima aviona u simetričnom letu. Ekstremne vrijednosti preopterećenja n_1 i n_3 ograničene su izdržljivošću posade na djelovanje ubrzanja, dok su maksi-



Sl. 19. Tipični dijagram ovisnosti preopterećenja n o brzini V aviona

malne brzine određene aerodinamičkim svojstvima aviona i snagom pogonske grupe. Prema tome, linije AC , zatim CD_1 , D_1D_2 , odnosno FE i EDD_2 zadaju se na temelju iskustva za određene namjene aviona. Anvelopa leta ograničuje moguće područje stanja leta koje se karakterizira preopterećenjem i brzinom, dakle točkom (n, V) . Kao primjer prikazan je u tablici 1 dio propisa B.C.A.R. (British Civil Airworthiness Requirement) za određivanje faktora preopterećenja aviona.

Tablica 1

IZVADAK IZ PROPISA B.C.A.R. ZA FAKTOR PREEPTEREĆENJA

Faktor preopterećenja	Kategorija aviona		
	normalna	poluakrobatska	akrobatska
n_1	$2,1 + \frac{24000}{G + 10000}$	4,5	6,0
n_2	0,75 n_1 , ali $n_2 \geq 2,0$	3,5	4,5
n_3	1,0	1,8	3,0

V_D se određuje s obzirom na kritičnu brzinu ili se uzima prema mogućnostima aviona (Av.P. 970 propisuje za vojne avione Velike Britanije: $V_C = 0,8 V_D$, $V_E = 0,7 V_D$).
Za civilne avione projektne brzine specificira projektant.

Slično se zadaju i propisi za nesimetrična opterećenja, ili opterećenja u oluji, odnosno na zemlji ili na površini vode. Za ilustraciju može poslužiti zaustavljanje aviona pri slijetanju na pistu, i to slučaj stanja aviona kad počinje kočenje prednjeg kotača aviona (sl. 20). Prema francuskim propisima za opterećenje stajnih organa na pisti uzima se da u tom trenutku vertikalna sila kojom avion djeluje na kotače iznosi $\frac{4}{3}$ težine slijetanja aviona P_d . Horizontalne reakcije X i vertikalne reakcije Z na kotačima aviona dobivaju se iz uvjeta ravnoteže aviona. Horizontalne reakcije iznose $\sim 65\%$ vertikalnih, ali prema propisima su ograničene na:

$$X = \frac{4}{3} \cdot \frac{T}{d}, \quad (38)$$

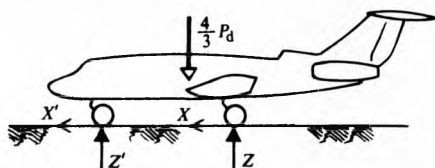
gdje je T najveći zakretni moment kočnica kotača, d udaljenost osi kotača od površine piste. Propisi ograničuju također vertikalnu reakciju na prednjem kotaču na

$$Z' = \frac{4}{3} 1,65 C', \quad (39)$$

gdje je C' zakretni moment koji djeluje na prednji kotač. Propisani ugib gume δ' prednjeg kotača iznosi

$$\delta' = h' \frac{3}{4} \frac{Z'}{Q'}, \quad (40)$$

gdje je h' najveća visina ugiba gume, a Q' najveće dinamičko opterećenje gume prednjeg kotača.



Sl. 20. Tipično opterećenje stajnih organa

Prema istim propisima hod elastične noge prednjeg kotača jednak je hodu usljed opterećenja težinom slijetanja aviona P_d pri početku kočenja. Ako taj hod nije prethodno određen ispitivanjima, uzima se da iznosi polovicu maksimalno mogućeg hoda elastične noge.

LIT.: J. Taylor, Manual on Aircraft Loads. Pergamon Press, Oxford-London 1965. — И. А. Гудков, С. Л. Лешков, Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. Машиностроение, Москва 1968. — D. Stančok, Proračun avionskih konstrukcija. Naučna knjiga, Beograd 1971. — H. G. T. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students. Edward Arnold, Bristol 1979.

M. Momirski

OPTIČKE ELEKTROKOMUNIKACIJE, postupci prijenosa i obradbe informacija u kojima se kao nosilac informacija upotrebljava svjetlost i blisko infracrveno i ultraljubičasto zračenje, a za proizvođenje, oblikovanje, primanje i obrađivanje upotrebljavaju se optoelektronički elementi i električni uređaji. Nazivaju se i optičkim komunikacijama iako se bitno razlikuju od klasičnih optičkih komunikacija u kojima se upotrebljavaju bilo kakvi izvori svjetla, a prijemnik je ljudsko oko. Izbor vrste svjetla, a osobito njegove valne duljine, ovisi o komunikacijskom zadatku i o mogućnostima proizvođenja svjetla, njegova moduliranja, prenošenja i obrađivanja radi konačnog utvrđenja prvobitnog signala informacije.

Optičke komunikacije počele su vatrenim i dimnim signalima spiljskog čovjeka i u osnovi malo su se razvile do sustava bljeskalica na brodovima XX stoljeća. Tek pojava lasera 1960. godine i razvoj optoelektroničkih elemenata omogućili su mnogo snažniji izvor svjetlosti i vrlo prikladne postupke modulacije i detekcije (v. Laser, TE 7, str. 465, v. Optoelektronika). Do danas su se laserska tehnika i optoelektronika toliko razvile da optičke elektrokomunikacije imaju znatne prednosti prema radio-frekvencijskim komunikacijama u mnogim primjenama. Frekvencija je vala nosioca u području $10^{13} \dots 10^{15}$ Hz, pa moguća širina pojasa modulacije od 10^{12} Hz čini samo 0,1% raspoloživog spektra. Tehnički bi izvedba modulatora tako velike širine pojasa još uvijek bila problem. Druga je prednost u dimenzijama antena. Optička antena, npr., promjera 10 cm pri 10^{14} Hz omogućuje milijun puta veću gustoću snage od antene radio-sustava promjera 10 m pri frekvenciji 10^9 Hz. Tako uski snop je problem u međusobnom praćenju antena. Mala spektralna širina koherentnih laserskih izvora omogućuje lakše optičko filtriranje radi odvajanja signala od pozadinskog zračenja na prijemnoj strani pri širenju kroz atmosferu, a manje dimenzije optičkih valovoda i veće premostive udaljenosti pri širenju kroz optičke niti.

Model optičkog elektrokomunikacijskog sustava sastoji se od generatora vala nosioca (najčešće laser ili svjetleća dioda), modulatora, odašiljačke optičke antene, prijenosnog sredstva (vakuum, atmosfera ili optički valovod), prijemne optičke antene, optičkog prijemnika, selektivnog demodulatora i pojačala (sl. 1). Izlazni signal je rekonstruirana informacija.

GENERATORI OPTIČKOG VALA

Helijsko-neonski laser spada u skupinu plinskih atomskih lasera. Odlikuje se velikom vremenskom i prostornom koherencijom. Najčešće se upotrebljava njegovo zračenje valne duljine 623,8 nm (crveno svjetlo). Daje kontinuirani optički val, što je pogodno za vanjsku modulaciju, ali je relativno male snage (do 80 mW). Moguća je i unutrašnja modulacija djelovanjem na njegov pumpni sustav (izvor napajanja). Proces sudara elektrona ograničuje pri tom frekvenciju modulacije na nekoliko stotina kiloherca. Kako je raspon pumpne snage za prag, odnosno najveću snagu, 17:100, u tom rasponu treba postići potpunu modulaciju.

Argonski laser iz skupine plinskih ionskih lasera može raditi s kontinuiranim valom ili impulsno, a najčešće se upotrebljava zračenje valnih duljina 488,0 nm (plavo) ili 514,5 nm (zeleno). Može dati optičku snagu nosioca nekoliko vata do nekoliko desetaka vata.

Laser s ugljik-dioksidom spada u skupinu plinskih molekularnih lasera. Upotrebljava se njegovo zračenje valnih duljina 10,6 μ m i 9,6 μ m (infracrveno). Mogu uz posebne postupke dati snagu i do 10 kW uz visok stupanj djelovanja (do 20%).

Granatski (Nd:YAG) laser iz skupine čvrstih (kristalnih) lasera sadrži granat (itrijev aluminij-oksidi $Y_3Al_5O_{12}$, kratica YAG) dotiran neodimijem. Uz djelotvornost do 2% moguće je postići nekoliko stotina vata kontinuirane snage. Valna je duljina njegova zračenja 1,06 μ m (infracrveno).

Poluvodički laser ima široku primjenu u optičkim komunikacijama zbog relativno jednostavne unutrašnje modulacije koja se obavlja injektiranjem strujom (direktna konverzija električne energije u optičku uz djelotvornost 30%, pa i do 50%). Te-