

Aerodinamičke karakteristike i optere enje aerostata u letu

ALEKSANDAR M. JANKOVIĆ, VIP Mobile d.o.o, Beograd

BOŠKO P. RAŠUO, Univerzitet u Beogradu,

Mašinski fakultet, Beograd

EDOMIR LJ. KOSTIĆ, 204. vazduhoplovna brigada RV i PVO VS, Beograd

Originalni naučni rad

UDC:629.733:533.6

DOI: 10.5937/tehnika1506967J

U skladu sa povećanim interesovanjem za letelice tipa aerostata (dirizabla-čepelina) u svetu, javlja se i konkretna potreba da se prouči i opiše aerodinamika aerostata, kako eksperimentalno, tako i analitički i teoretski. Iako aerostati lete relativno malim brzinama, dinamika leta može biti veoma složena kako po obliku kretanja, tako i po karakteru sila koje nastaju. Pored optere enja vrtložne prirode i stabilizirajućeg uticaja repne površine, režim leta aerostata je takav da se inercijalna optere enja ne mogu zanemariti. Ovaj rad je posvećen osnovama savremene aerodinamike aerostata, i ima za cilj da opiše aerodinamičke karakteristike i optere enje aerostata u letu, da njihovu fizičku interpretaciju i uporedi eksperimentalne vrednosti sa teorijskim istraživanjem, na osnovama savremene aerodinamike i mehanike leta.

Ključne reči: aerodinamika aerostata, pridodate mase, aerodinamički koeficijent, derivativ

1. UVOD

Let aerostata se bitno razlikuje od leta konvencionalnih letelica, aviona i helikoptera (aerodina), prema sledećem:

Prvo, aerostati lete malim brzinama, pa možemo vazduh smatrati nestišljivim gasom, tako da se njegovo uzajamno delovanje sa letelicom opisuje uz pomoć metoda dinamike nestišljivih fluida.

Drugo, za razliku od aviona, kod letelica tipa aerostata veličinu krilnih površina (repa), a sam trup ima oblik pogodan za opstrujavanje, sličan cilindričnom (obrotnom) telu. Prilikom leta ovakve letelice stvaraju se dva osnovna režima njenog opstrujavanja:

- vrtložno,
- bezvrtložno (potencijalno).

Vrtložno opstrujavanje karakteriše cirkulacija vazduha, što stvara uzgonsku silu. Osim toga, vrtložni tok nastaje u tankom sloju na površini letelice (graničnom sloju) usled viskoznosti vazduha.

U drugom slučaju opstrujava se osnovni deo trupa aerostata udaljen od repne komandne površine. Ovde je pogranični sloj tanak (nekoliko centimetara), a van njega opstrujavanje se odvija bez vrtloženja. Kako se

dokazuje u aerodinamici, u tom slučaju se brzina struje može iskazati kroz potencijal brzine $W(x, y, z)$:

$$dW = \frac{\partial W}{\partial x} dx + \frac{\partial W}{\partial y} dy + \frac{\partial W}{\partial z} dz$$

gde su komponente brzine struje:

$$v_x = \frac{\partial W}{\partial x}, \quad v_y = \frac{\partial W}{\partial y}, \quad v_z = \frac{\partial W}{\partial z}$$

Zato se bezvrtložno strujanje naziva još i potencijalno. Pritom se praktično ne ispoljava trenje, odnosno vazduh se smatra ne samo nestišljivim, već i neviskoznim, tj. idealnim fluidom.

Na taj način, na većem delu trupa aerostata uspostavlja se režim bezvrtložnog strujanja, gde se vazduh ponaša kao idealan fluid. U proučavanjima se obično opstrujavanje trupa smatra u potpunosti potencijalnim, a postojanje vrtložnih zona se uzima u obzir odvojeno, kao ispravka.

2. AERODINAMIKE KO OPTERE ENJE

2.1. Inercijalno optere enje

U razmatranju potencijalnog strujanja bitan je D'Alamberov paradoks. Kao što je poznato, paradoks se odnosi na matematički dokaz da u potencijalnom strujanju idealnog fluida nema sila otpora. Pošto je raspodela pritiska po površini cilindričnog tela simetrična, a u idealnom fluidu nema viskoznih sila, to sledi da su sile pritiska jednake nuli i da nema otpora trenja.

Adresa autora: mr Aleksandar Janković, VIP Mobile doo, Novi Beograd, Omladinskih brigada 21

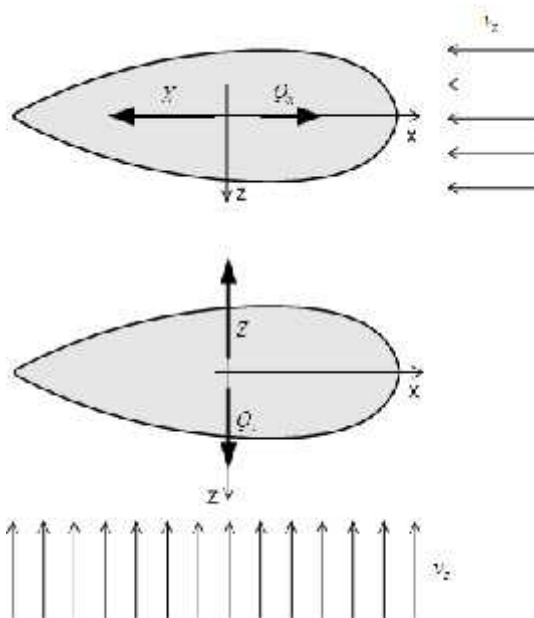
Rad primljen: 28.04.2015.

Rad prihvaćen: 22.05.2015.

Drugi re ima, prilikom pravolinijskog i ravnomernog kretanja tela u idealnom fluidu rezultiraju a sila pritiska je ravna nuli. Dakle, otpor trenja i uzgonska sila izolovanog trupa aerostata nastaju samo na račun viskoziteta vazduha i pojave vrtložnih zona.

D’Alamberov paradoks prestaje da važi kada se naruše uslovi ravnomernosti i pravolinijskog kretanja. Najjednostavniji slučaj je pravolinijsko ubrzanje. Pritom, kako pokazuju eksperimenti, osim obinog otpora trenja u graninom sloju usled viskoznosti vazduha, nastaju inercijalne (hidrodinamičke) sile koje su uslovene inercijom sredine.

Kako bi objasnili ovaj efekat razmotrimo obrtno telo, koje se kreće pravolinijski u idealnom fluidu u uzdužnom ili poprečnom pravcu. Iskoristimo vezani sistem koordinata xOz , slika 1.



Slika 1 – Pravolinijsko kretanje obrtnog tela u idealnom fluidu

U svom kretanju telo prenosi okolnoj sredini neki impuls (količinu kretanja) \vec{Q} . U svrhu ove analize, a u skladu sa definicijom impulsa, njegove komponente duž osa Ox i Oz izrazimo uz pomoć takozvanih pridodatih masa, u ovom slučaju β_{11}, β_{33} :

$$Q_x = \beta_{11}v_x, \quad Q_z = \beta_{33}v_z$$

Prilikom ubrzanja tela nastaje sila inercije sredine koja je, kako je poznato, jednaka prvom izvodu impulsa po vremenu, pa su intenziteti njenih komponenti:

$$X_i = \frac{dQ_x}{dt} = \beta_{11} \frac{dv_x}{dt}, \quad Z_i = \frac{dQ_z}{dt} = \beta_{33} \frac{dv_z}{dt}$$

Analogno tome, prilikom promene momenta impulsa K_y u vremenu koji telo prenosi okolnom fluidu

prilikom kružnog kretanja, nastaje inercijalni (hidrodinamički) moment, usmeren protiv priraštaja K_y , i koji je intenzitet jednak prvom izvodu momenta impulsa po vremenu:

$$M_y^i = - \frac{dK_y}{dt}$$

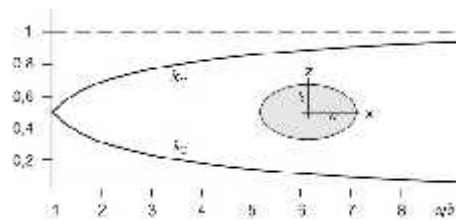
Oblik tela, ta nije izduženje, izrazimo bezdimenzionalnim koeficijentima pridodatih masa β_{11}, β_{33} :

$$\beta_{11} = k_{11} \dots_a V, \quad \beta_{33} = k_{33} \dots_a V \quad (1)$$

gde je:

$\dots_a V$ - masa sredine (vazduha) koju je telo istisnulo, jednaka delovanju njene gustine na zapreminu tela.

Kao ilustraciju možemo navesti grafikon zavisnosti pridodatih masa elipsoida od njegovog izduženja, slika 2. Za sferu ($a/b=1$) oba koeficijenta su 0,5. Kod beskonačnog izduženja (tj. cilindra) β_{11} teži nuli, a β_{33} jedinici.

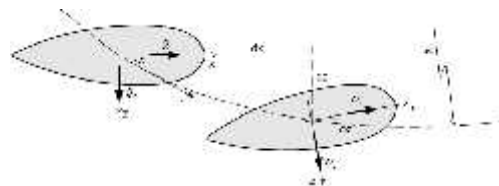


Slika 2 – Zavisnost pridodatih masa elipsoida od izduženja

Pored toga se sa elipsoidom često se koristi prilikom proračuna pridodatih masa trupova aerostata (dirizabla posebno). Za većinu savremenih letelica sa izduženjem omota oko četiri ($a/b=4$) vrednosti bezdimenzionalnih koeficijenata su:

$$k_{11} \approx 0,08, \quad k_{33} \approx 0,85$$

Dalje, analizirajmo slučaj složenog kretanja koji ima veliki praktični značaj. Posmatrajmo obrtno telo koje se kreće u neporemenom fluidu po kružnici brzinom konstantnog intenziteta i konstantnim napadnim uglom režimom potencijalnog opstrujavanja, slika 3. Pronađimo inercijalne sile i momente koji deluju na njega.



Slika 3 – Kretanje obrtnog tela konstantnom brzinom po kružnici

Sistem koordinata xOz je nepokretan i vezan je za fluid, a u po etnom trenutku se podudara sa koordinatnim sistemom vezanim za telo.

Prou imo pomeranje tela po kružnici u beskona no malom vremenskom intervalu dt :

$$dx = v \cos \Gamma \cdot dt$$

$$dz = v \sin \Gamma \cdot dt$$

gde su:

v - brzina tela tangencijalna na kružnicu po kojoj se telo kre e,

Γ - napadni ugao.

Osim toga, prilikom kretanja po kružnici telo rotira. Za vreme dt ono e se zaokrenuti za beskona no mali ugao $d\zeta$:

$$\dot{\zeta}_y = \frac{v}{R}, \quad d\zeta = \dot{\zeta}_y dt$$

gde su:

$\dot{\zeta}_y$ - ugaona brzina rotacije,

R - radijus trajektorije.

Kako bi pronašli rezultantne inercijalne sile koje deluju na telo, pogledajmo kako se za vreme dt menja impuls koji telo prenosi fluidu (sredini) u pravcu osa Ox i Oz . U po etnom trenutku vremena komponente impulsa su (slika 3):

$$\begin{aligned} Q_x &= \int_{11} v \cos \Gamma \\ Q_z &= \int_{33} v \sin \Gamma \end{aligned} \quad (2)$$

Prilikom zaokreta tela za mali ugao $d\zeta$ one e dobiti mali priraštaj. Prou avaju i navedenu šemu (slika 3) i koriste i linearizaciju trigonometrijskih funkcija $\cos d\zeta = 1$, $\sin d\zeta = d\zeta$ dobi emo:

$$\begin{aligned} dQ_x &= (Q_x \cos d\zeta + Q_z \sin d\zeta) - Q_x = Q_z d\zeta \\ dQ_z &= (Q_z \cos d\zeta - Q_x \sin d\zeta) - Q_z = -Q_x d\zeta \end{aligned}$$

Ako se uzme u obzir izraz za ugao $d\zeta$, inercijalne sile su:

$$X_i = \frac{dQ_x}{dt} = Q_z \dot{\zeta}_y$$

$$Z_i = \frac{dQ_z}{dt} = -Q_x \dot{\zeta}_y$$

Kako bi pronašli moment propinjanja letelice, prou imo promenu momenta impulsa koji telo prenosi fluidu (pozitivan pravac suprotno od kazal ke na satu). U po etnom položaju moment impulsa je jednak nuli, tako da je njegov priraštaj u potpunosti odre en novim

položajem tela. Tada se priraštaj momenta impulsa može zapisati:

$$\begin{aligned} dK_y &= (-Q_z \cos d\zeta + Q_x \sin d\zeta) dx \\ &+ (Q_z \sin d\zeta + Q_x \cos d\zeta) dz \end{aligned}$$

Ako linearizujemo trigonometrijske funkcije, a zatim odbacimo male veli ine $d\zeta \cdot dx$ i $d\zeta \cdot dz$ dobijamo:

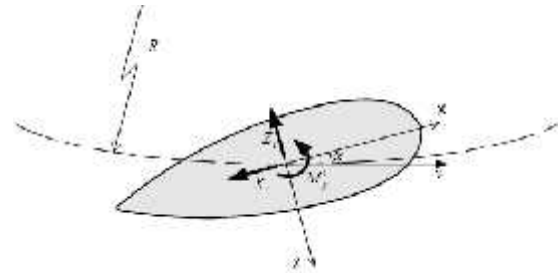
$$dK_y = -Q_z dx + Q_x dz$$

Ako se uzme u obzir izraz za beskona no male promene dx i dz , inercijalni moment e dobiti slede i oblik:

$$M_y^i = -\frac{dK_y}{dt} = Q_z v \cos \Gamma - Q_x v \sin \Gamma$$

Tako da, na rotaciono telo koje se kre e u ustal enoj sredini režimom potencijalnog opstrujavanja, deluju inercijalna optere enja, iji su pozitivni pravci prikazani na slici 4.

Fizi ka interpretacija inercijalnog optere enja bi bila - inercijalna optere enja se suprodstavlaju promenama u kretanju tela, ta nije promenama brzine i ubrzanja; sile se suprodstavlaju promeni impulsa (ubrzanju), a momenti promeni momenta impulsa, pa su suprotnih smerova od impulsa i momenta impulsa. Inercijalna optere enja se ne mogu otkloniti, ali im se može parirati komandnim površinama (krmilima, elektronima...).



Slika 4 – Inercijalna optere enja

Koriste i izraze za impulse (2), pridodate mase (1) i ugaone brzine rotacije, dobi emo kona ne formule za inercijalna optere enja:

$$\begin{aligned} X_i &= Q_z \dot{\zeta}_y = k_{33} \frac{v^2}{R} \sin \Gamma \\ Z_i &= -Q_x \dot{\zeta}_y = -k_{11} \frac{v^2}{R} \cos \Gamma \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} M_y^i &= Q_z v \cos \Gamma - Q_x v \sin \Gamma \\ &= (k_{33} - k_{11}) v^2 \sin \Gamma \cos \Gamma \end{aligned}$$

Analiziraju i dobijene rezultate dolazimo do slede eg zakl u ka.

Prvo, prilikom kretanja pod napadnim uglom (nezavisno od krivine trajektorije) na telo deluje moment propinjanja letelice, koji teži da poveća napadni ugao. U vazduhoplovstvu se zato često i naziva „obaražu i moment“ ili moment prevrtanja. Upravo, kako bi se suprotstavili obaražu i doneli letelici stabilnost, trup letelice se oprema komandnim površinama (krmilo).

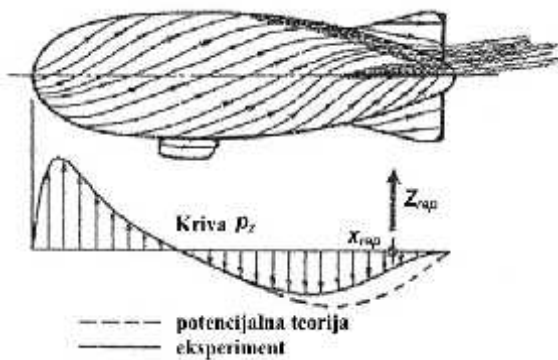
Drugo, rezultatna inercijalna sila nastaje samo prilikom kretanja po krivolinijskoj trajektoriji. U slučaju pravolinijskog kretanja ispoljava se D’Alambertov paradoks:

$$R = 0, \quad X_i = Z_i = 0$$

Ne upuštajući se u detalj na razmatranja, ista ćemo reći da je opterećenje tela prilikom krivolinijskog kretanja složene prirode. Osim običnog aerodinamičkog pritiska, koji zavisi od brzine prema Bernulijevom zakonu, veliku ulogu ovde ima Koriolisovo ubrzanje vazduha za vreme dok opstrujava telo koje rotira.

2.2. Opterećenje vrtložne prirode i amortizujuće opterećenje repa

Posmatrajmo aerostat koji se kreće pravolinijski pod umerenim napadnim uglom, slika 5. Opstrujavanje trupa, uglavnom je potencijalno, ali na vrhu krmenog dela dolazi do narušavanja graničnog sloja i formira se vrtložni trag. On se uvija u par vrtložnih krugova koji se zatim sjedinjuju sa vrtložnim tragom repa.



Slika 5 – Aerodinamičke opterećenje prilikom pravolinijskog kretanja

Ako se prema teoriji potencijalnog strujanja napravi kriva podužnog opterećenja na trup, slika 5:

$$p_z = \frac{dZ}{dx}$$

ona ne može dati rezultatnu silu, već samo moment propinjanja, što je u skladu sa formulama (3). Na krmi se opterećenje razlikuje od potencijalnog; ovde vrtložna zona stvara dodatnu normalnu silu.

Ukupno aerodinamičko opterećenje vrtložne prirode od repa i trupa u pravolinijskom letu je:

$$\begin{aligned} X_{vrt} &\approx const \\ Z_{vrt} &= Z_{rep}(r, u) + \Delta Z_{tr}(r) \\ M_y^{vrt} &= x_{rep} Z_{rep}(r, u) + x_{tr} \Delta Z_{tr}(r) \end{aligned} \quad (4)$$

gde je:

Γ - napadni ugao,

u - otklon krmila,

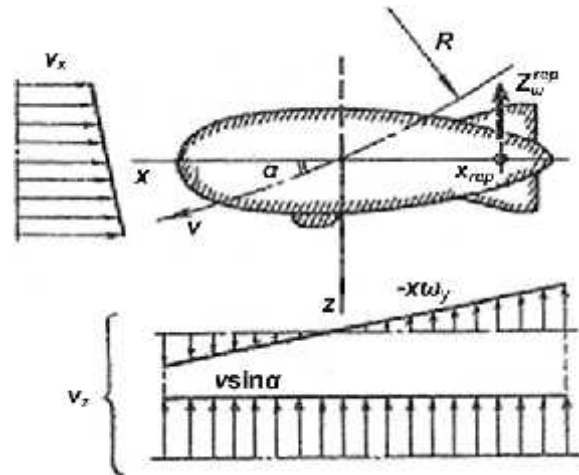
Z_{rep} - normalna sila repa,

ΔZ_{tr} - dopunska sila na trupu od vrtložnog opstrujavanja,

x_{rep}, x_{tr} - koordinate napadnih tačaka gde sila Z_{rep} i ΔZ_{tr} .

Vrtložni moment propinjanja, izraz (4), kada je $\Gamma > 0$ biće negativan, tj. suprotan momentu prevrtanja trupa, izraz (3). Aksijalna sila X prilikom ravnomernog pravolinijskog kretanja je iste vrtložne prirode: površinsko trenje, otpor pritiska na krmi kod poremećaja graničnog sloja itd. Ona zavisi od sledećih faktora: brzine, napadnog ugla i otklona krmila, ali je ta zavisnost slaba. Kod malih napadnih uglova ona se može smatrati konstantnom kao što je to učinjeno u (4).

Još složeniya je slika prilikom kretanja letelice krivolinijskom trajektorijom, slika 6.



Slika 6 – Slika kretanja letelice po krivolinijskoj trajektoriji

Ovde uzdužna i poprečna upadna struja poprimaju nove komponente brzine usled rotacije:

$$\begin{aligned} v_x &= v \cos \Gamma - z \dot{\Gamma}_y \\ v_z &= v \sin \Gamma - x \dot{\Gamma}_y \end{aligned}$$

Za male napadne uglove $\cos \Gamma \approx 1, \sin \Gamma \approx \Gamma$. Osim toga, poprečne dimenzije letelice su male u poređenju sa uzdužnim, pa se neravnomernost uzdužne

upadne struje može zanemariti. Tada je približna varijanta razmatranih formula:

$$v_x \approx v$$

$$v_z \approx v \cdot r - x \dot{S}_y$$

Lokalni napadni ugao γ_{lok} se menja prema dužini trupa na slede i na in:

$$\gamma_{lok} = \arctan\left(\frac{v_z}{v_x}\right) \approx r - \frac{x \dot{S}_y}{v}$$

Repna površina dobija dodatni napadni ugao zahvaljujući i kome stvara amortizujuću silu i moment propinjanja letelice:

$$\Delta r_{rep} = -\frac{x_{rep} \dot{S}_y}{v}$$

$$Z_S \approx Z_{rep}(\Delta r_{rep}, u)$$

$$M_y^S \approx x_{rep} \cdot Z_{rep}(\Delta r_{rep}, u) \quad (5)$$

Teoretski je zona vrtložnog opstrujavanja na kremenom delu trupa (slika 5) tako da se dobije dodatni napadni ugao usled rotacije, i na trupu se nastaje amortizujuća sila; u nizu radova se daju navode metode za njen proračun. Ali eksperiment ovo ne potvrđuje, praktično svo amortizovanje vrše repne površine.

2.3. Ukupno aerodinami ko optere enje

Sumirajući i izloženo dolazimo do sledećeg, ukupno aerodinami ko optere enje aerostata se sastoji od inercijalnog optere enja (3) usled inercije sredine, optere enja vrtložne prirode (4) usled vrtloženja i amortizujućeg optere enja repa (5) usled dodatnog napadnog ugla tj. rotacije:

$$X = X_i + X_{vrt}$$

$$Z = Z_i + Z_{vrt} + Z_S$$

$$M_y = M_y^i + M_y^{vrt} + M_y^S \quad (6)$$

Ponekad se u ukupnom optere enju, jedna ina (6), izdvaja položajna komponenta koja zavisi samo od napadnog ugla i otklona krmila, i rotaciona komponenta koja zavisi od ugaone brzine.

$$X_{pol} = X_{vrt} \quad X_{rot} = X_i$$

$$Z_{pol} = Z_{vrt} \quad Z_{rot} = Z_i + Z_S \quad (7)$$

$$M_y^{pol} = M_y^i + M_y^{vrt} \quad M_y^{rot} = M_y^S$$

Ogledno, prilikom pravolinijskog leta rotaciona komponenta optere enja jednaka je nuli.

Inercijalno optere enje trupa i optere enje repa može se izraziti teoretski sa preciznošću u dovoljnom za praktičnu upotrebu. Dodatno optere enje trupa u

vrtložnoj zoni se lako izražava. Naravno, aerodinami ko karakteristike najpouzdanije se definišu preko aerodinami kih eksperimenata.

U eksperimentalnim ispitivanjima, jednostavnije je istraživati položajne karakteristike: prilikom duvanja modela u aerodinami kom tunelu meri se sila i moment u zavisnosti od napadnog ugla i otklona krmila.

Sa druge strane, složenije je istraživati rotaciju, zato što je ovde neophodno modelirati neravnomernu upadnu struju. Ponekad se mere rotaciona kolebanja modela u struji aerodinami kog tunela, ali ovaj na in nije pouzdan. Najbolji rezultati se dobijaju prilikom ispitivanja u rotacionoj mašini, ili prilikom duvanja distorzivnih modela; obe metode su složene. Iste rotacione karakteristike uopšte ne mere, već se izražavaju preko položajnih.

2.4. Linearizacija aerodinami kog optere enja

Ukupno aerodinami ko optere enje, izraz (6), prikazuje se u standardnom obliku korišćenjem aerodinami kih bezdimenzionih koeficijenata. Moment propinjanja letelice srazmeran je zapremini omotača, a sila karakterističnoj površini jednakoj zapremini na stepenu 2/3:

$$X = C_x \frac{\rho a V^2}{2} V^{2/3}, \quad Z = C_z \frac{\rho a V^2}{2} V^{2/3},$$

$$M_y = M = C_m \frac{\rho a V^2}{2} V$$

Uvećani sledeći parametri kretanja (napadni ugao i otklon krmila, ugaona brzina) su mali po apsolutnoj vrednosti, i aerodinami ki koeficijenti se mogu prikazati pomoću linearnih formula:

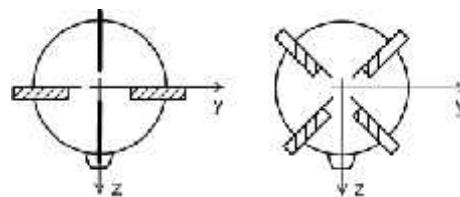
$$C_x = C_{x0} + 2r \dot{S} k_{33}$$

$$C_z = C_{z0} + u C_z^u + r C_z^r + \dot{S} C_z^S$$

$$C_m = C_{m0} + u C_m^u + r C_m^r + \dot{S} C_m^S \quad (8)$$

U izrazu (8) linearnost narušava samo drugi sabirak koeficijenta C_x , koji izražava uzdužnu silu

X_i inercijalne prirode, izraz (3), ali se obično može zanemariti. Po pravilu se napadni ugao i otkloni krmila (upravljajući) uzimaju u radijanima; pozitivni pravci otklona krmila za „+“-olike i „X“-olike repne površine prikazani su na slici 7.



Slika 7 – Pozitivni pravci otklona krmila

Po etni podaci za proračun i derivativa, koji ulaze u izraz za aerodinamičke koeficijente (8) su:

k_{11} , k_{33} - koeficijenti pridodatih masa izolovanog trupa prilikom potencijalnog opstrujavanja,

C_{zrep}^r , ΔC_{ztr}^r - derivativ koeficijenta normalne sile po napadnom uglu repa i dodatak iz vrtložne zone na trupu,

C_z^u - derivativ koeficijenta normalne sile po uglu otklona krmila na repu,

$$\xi = \frac{\xi_y V^{1/3}}{v} = \frac{V^{1/3}}{R} - \text{bezdimenziona ugaona brzina.}$$

Koordinate aerodinamičkog centra repa i dopunske sile na trupu svode se na karakterističnu veličinu - zapreminu omotača na stepenu 1/3:

$$\bar{x}_{rep} = \frac{x_{rep}}{V^{1/3}}, \quad \bar{x}_{tr} = \frac{x_{tr}}{V^{1/3}}$$

Konačno, koriste se i linearne formule za izražavanje aerodinamičkih sila, gore navedene izraze (3)-(6), dobi se i derivate aerodinamičkih koeficijenata (8). Položajni derivativi su:

$$\begin{aligned} C_z^r &= C_{zrep}^r + \Delta C_{ztr}^r \\ C_m^r &= 2(k_{33} - k_{11}) + \bar{x}_{rep} C_{zrep}^r + \bar{x}_{tr} \Delta C_{ztr}^r \\ C_m^u &= \bar{x}_{rep} C_z^u \end{aligned} \quad (9)$$

Rotacioni derivativi su:

$$\begin{aligned} C_z^S &\approx -2k_{11} - \bar{x}_{rep} C_{zrep}^r \\ C_m^S &\approx -\bar{x}_{rep}^2 C_{zrep}^r \end{aligned} \quad (10)$$

Koeficijenti nesimetričnosti esto se zanemaruju:

$$C_{z0} \approx C_{m0} \approx 0$$

U drugoj formuli izraza (9) prvi sabirak izražava moment propinjanja trupa prilikom potencijalnog opstrujavanja; drugi i treći izražavaju stabilizirajuće momente vrtložne prirode koji dolaze od strane repa i trupa. Što su repne površine efikasnije, to su veći derivativi C_z , i manji derivativi C_m .

Ukupni aerodinamički derivativi savremenih aerostata (dirizabala) obično su u rasponu vrednosti:

$$\begin{aligned} C_{x0} &= 0,030 \dots 0,040 & C_z^r &= 0,90 \dots 1,20 \\ C_z^u & & C_z^u &= 0,30 \dots 0,45 \\ C_z^S & & C_z^S &= 0,50 \dots 0,75 \\ C_m^r & & C_m^r &= 0,35 \dots 0,55 \\ C_m^u & & C_m^u &= -(0,35 \dots 0,45) \\ C_m^S & & C_m^S &= -(0,75 \dots 0,90) \end{aligned}$$

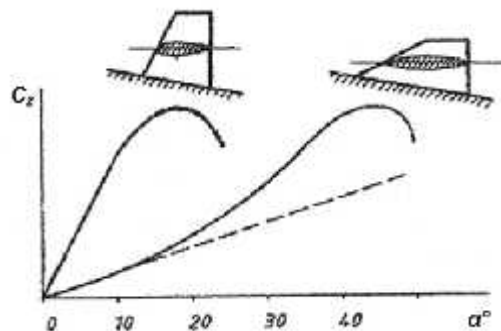
Navedeni oblici zapisivanja aerodinamičkih karakteristika su maksimalno bliski standardima prihvaćenim u aerodinamici aviona. Naravno, takav pristup je najlogičniji i najzgodniji.

Međutim, u savremenoj naučno-tehničkoj literaturi se različitno koriste oznake. Mnogi autori iz opštih formula izdvajaju aerodinamičke karakteristike koje karakterišu potencijalno opstrujavanje i koje se izražavaju koeficijentima pridodatih masa. U ovom slučaju se menjaju vrednosti aerodinamičkih derivativa i jedna linija kretanja letelice.

Ponekad se prilikom izračunavanja ukupnih položajnih derivativa, izraz (9), uzimaju u obzir pridodate mase repa. Ovo predstavlja grubu grešku, zato što podrazumeva potencijalno opstrujavanje krila, dok je u stvarnosti ono vrtložno. Bezvrtložni režim na repnim površinama je moguć samo pri brzini koja je bliska nuli.

3. NELINEARNOST AERODINAMIČKIH KARAKTERISTIKA

Kao što je zapaženo, prilikom velikih napadnih uglova i otklona krmila, aerodinamičke karakteristike imaju suštinsku nelinearnost. Osnovni doprinos nelinearnosti daju repne površine. Na slici 8 prikazana je zavisnost C_z od napadnog ugla za dva tipa stabilizatora koji se primenjuju u vazduhoplovnoj tehnici aerostata.



Slika 8 – Zavisnost C_z od napadnog ugla α^p

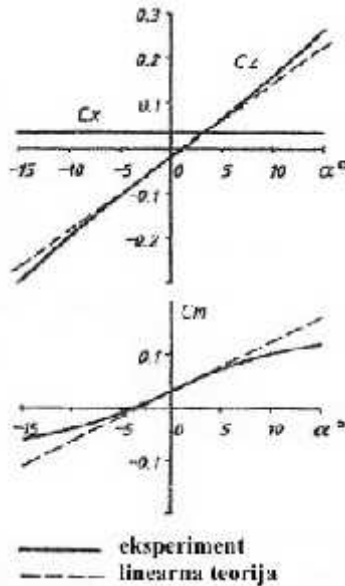
Strmija kriva pokazuje zavisnost C_z za krila debelog profila i relativno velikog izduženja (takve repne površine se koriste kod privezanih aerostata). Ona je veoma slična analognoj krivoj za avionska krila: isti linijski deo, isto narušavanje struje prilikom kritičnog napadnog ugla od 10 - 20 stepeni.

Druga kriva izražava zavisnost C_z za krila malog izduženja kakva se koriste kod savremenih aerostata. Radi preglednosti linearna komponenta je prikazana isprekidanom linijom. Očigledno je da kada je napadni ugao veći od 10 - 15 stepeni počinje biti primetno da se ispoljava nelinearnost. U tom slučaju na prednjoj ivici

stabilizatora dolazi do lokalnog narušavanja struje i formira se vrtlog koji stvara dodatnu normalnu silu.

Usled malog izduženja krila i izražene strele prednje ivice krila, kritni napadni ugao prelazi 40 stepeni. Ako su stabilizatori na trupu smešteni prema „X“-olikoj šemi, njihov lokalni geometrijski napadni ugao se smanjuje u poređenju sa napadnim uglom letelice za otprilike 1,4 puta. Tako je napadni ugao savremenih aerostata manji od kritni nog praktično u svim režimima leta.

Na sledećoj slici prikazani su tipični dijagrami zavisnosti položajnih aerodinamičkih koeficijenata od napadnog ugla, slika 9.



Slika 9 – Dijagrami zavisnosti C_x , C_z i C_m od napadnog ugla α

Linearna teorija omogućava prihvatljivu preciznost u rasponu napadnih uglova $\pm 5 \dots 10^\circ$. Ako su uglovi veliki, linearna teorija više greši i izražava ponašanje letelice samo u opštim crtama.

Zavisnosti C_z i C_m od ugla otklona krmila su linearnije; obično se mogu smatrati nezavisnima od napadnog ugla:

$$C_z(r, \alpha) \approx C_z(r, 0) + C_z(0, \alpha)$$

$$C_m(r, \alpha) \approx C_m(r, 0) + C_m(0, \alpha)$$

Položajni koeficijent osne sile C_x toliko malo zavisi od napadnog ugla i otklona krmila, da ga je teško prikazati na grafikonu.

4. ZAKLJUČAK

I pored toga što aerostati lete relativno malim brzinama, dinamika leta može biti veoma složena kako po obliku kretanja, tako i po karakteru sila koje nastaju.

Režim leta aerostata je složen, tako da na telo pored statičkih deluju nestacionarne aerodinamičke sile.

Polazeći od poznate aerodinamike aviona, i obavezno uzimajući u obzir osobenosti i razlike aerostata u odnosu na avion, moguće je analitički opisati aerodinamičke karakteristike i opterećenja koja deluju na aerostat u svim režimima njegovog leta.

Polazeći od prostijih kao složenijim oblicima kretanja, uz primenu zakona i teorije aerodinamike nestišljivih fluida, vrtložnog i potencijalnog strujanja, pokazuje se da na aerostat u opštem slučaju deluju tri vrste opterećenja: inercijalno (usled inercije sredine), opterećenje vrtložne prirode (usled vrtložnosti) i amortizujuće opterećenje repa (usled dodatnog napadnog ugla na repnim površinama usled povijanja struje, tj. usled rotacije).

U skladu sa standardima prihvaćenim u aerodinamici aviona, ukupno aerodinamičko opterećenje prikazuje se u standardnom obliku korišćenjem aerodinamičkih bezdimenzionih koeficijenata, da bi se linearizacijom došlo do izraza za derivative aerodinamičkih koeficijenata, položajnih i rotacionih.

Kao prilog temi date su karakteristične vrednosti derivativa za savremene aerostate, kao i uslovi pod kojima je izražena linearnost (mali napadni uglovi i otkloni krmila) i nelinearnost (veliki napadni uglovi i otkloni krmila) aerodinamičkih karakteristika, kao i njihov fizički smisao.

Aerodinamičke karakteristike i opterećenja aerostata određuju se teoretski sa prihvatljivim nivoom približenja tako da se može sa sigurnošću u proračun uzeti kao validna osnova u početnoj fazi projektovanja aerostata. To dalje umanjuje troškove i smanjuje broj potrebnih iteracija u kasnijim fazama projektovanja, gde se modeli ispituju u opitnim stanicama (aerotunelima).

LITERATURA

[1] ... 2008.

[2] John M. Powell, Floating to Space - The Airship to Orbit Program, Apogee Books, 2008.

[3] ... 2003.

[4] ... 1999., ... 3.

[5] A. B., ... (...), ... 724, 1990.

- [6] ... , 2010.
- [7] A. A. , 1973.
- [8] , 1990.
- [9] Zlatko Renduli , Mehanika leta, Vojnoizdavački i novinski centar, Beograd, 1987.
- [10] Zlatko Renduli , Aerodinamika, Savezni sekretarijat za narodnu odbranu, Beograd, 1984.
- [11] Boško Rašuo, Mehanika leta, Mašinski fakultet Univerziteta u Beogradu, Beograd, elektronsko izdanje, 2014.

SUMMARY

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND LOAD OF AEROSTATS DURING FLIGHT

Together with increased interest for aircraft type like aerostats, there is a specific need to study and describe the aerodynamics of the aerostat, experimentally as well as analytically and theoretically. Although aerostats fly relatively low speeds, flight dynamics can be extremely complex both in the form of movement and character of force generated. In addition to the vortex-nature loads and the stabilizing influence of the tail surfaces loads, flight regime of the aerostat is such that the inertial load cannot be neglected. This paper shows the basics of modern aerodynamics of aerostat, and aims to describe the aerodynamic characteristics and load of aerostat during flight, gives their physical interpretation and compares the experimental values and theoretical research, on the basis of modern aerodynamics and flight mechanics.

Key words: aerodynamics of aerostats, added masses, aerodynamic coefficient, derivative