

Određivanje buke mlaza izduvnih gasova turbomlaznih motora

Dr Dragoljub Vujić, dipl.inž.¹⁾
Mr Branko Kajić, dipl.inž.¹⁾

Razmatra se buka mlaza izduvnih gasova turbomlaznih motora u vremenskom domenu kao i primena jedne empirijske metode za njeno određivanje. Na osnovu izloženih analitičkih izraza izračunati su nivoi zvučnog pritiska mlaza jednog aviona na zemlji i dato poređenje sa izmerenim vrednostima. Takođe su uporedo prikazane vrednosti nivoa zvučnog pritiska oko dva dvostrujna turbomlazna motora na maksimalnim režimima rada.

Ključne reči: turbomlazni motor, akustika, buka.

Korišćene oznake i simboli

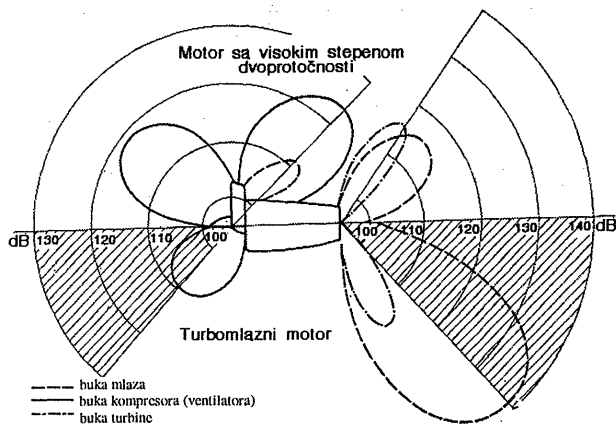
f	– frekvencija, Hz
L	– nivo zvučnog pritiska, dB
W_m	– zvučna snaga mlaza, W
k, k', k''	– koeficijenti proporcionalnosti
ξ, K	– koeficijenti korekcije
k_2	– koeficijent koji uzima u obzir slabljenje buke pri prostiranju
k_3	– koeficijent koji uzima u obzir broj motora
ψ	– korekcija nivoa zvučnog pritiska
$10 \log \Phi$	– faktor usmerenosti buke
P	– apsolutni pritisak, Pa
P_t	– totalni pritisak, Pa
T	– apsolutna temperatura, K
T_t	– totalna temperatura, K
v_0	– brzina leta aviona, m/s
v_9	– brzina mlaza na izlazu mlaznika, m/s
M	– Mahov broj
c_0	– brzina zvuka, m/s
ρ_0	– gustina vazduha, kg/m ³
ρ_9	– gustina mlaza na izlazu mlaznika, kg/m ³
D_9	– prečnik izlaznog preseka mlaznika, m

U pogledu delovanja buke na ljudski organizam razlikuju se nekoliko grupa ljudi i to: posada aviona i putnici, osoblje na aerodromu, tehničko osoblje, poslužioци oko aviona, radni i poslovni ljudi na ili u blizini aerodroma, i stanovnici okolnih naselja. Osim toga, mora da se vodi računa o uticaju buke na strukturu aviona i njegove uređaje, zgrade na aerodromu ili u njegovoj okolini. Oko 0,5 % energije utrošenog goriva se pretvara u zvučnu energiju [2].

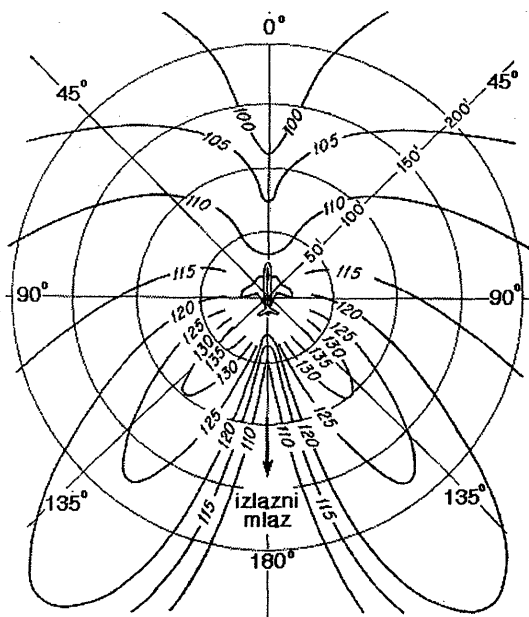
Poznavanje buke mlaza izduvnih gasova i faktora koji na nju utiču može da bude korisno pri rešavanju niza praktičnih problema iz vazduhoplovne akustike.

Buka mlaza izduvnih gasova

Buka turbomlaznih motora zavisi od koncepcije, konstrukcijskog rešenja a posebno od režima rada motora. Opseg frekvencija je od niskih do ultrazvučnih (znatno preko 20 000 Hz). Glavni izvor buke turbomlaznih motora je izduvavanje gasova, odnosno mešanje izduvnih gasova velike brzine i temperature, s hladnim vazduhom okolne sredine. Nešto slabiji izvori buke su: komora sagorevanja i gasna turbina, strujanje vazduha u uvodniku i kompresoru, vibracije obloge motora itd. Buka izduvnih gasova, poznata kao aerodinamička buka mlaza, pri nominalnom radnom režimu znatno premašuje ostalu buku. Na režimu malog gasa, buka kompresora može biti veća od ove buke. Snetkar buke mla-



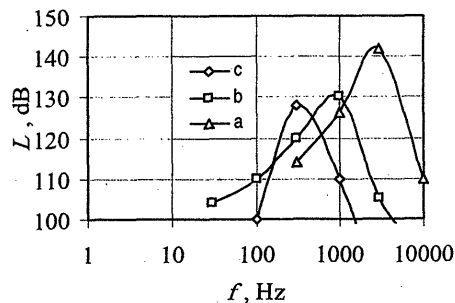
Slika 1. Šematski prikaz izvora buke motora [5]

Slika 2. Linije konstantnih nivoa zvučnog pritiska oko aviona [6] ($l'=1\text{ft}=0,3048\text{m}$)

Jačina buke mlaza raste s povećanjem njegove brzine i gustine, pri čemu je uticaj brzine veći. Kod podzvučnih brzina mlaza, visokofrekventna buka (6 do 10 kHz) ima mak-

U području (a) mlaza buka je visoke frekvencije i visokog intenziteta, a udaljavanjem od izlaznog preseka mlaznika dolazi do pomeranja frekvencije u oblast srednjih i nižih vrednosti.

U području (b) buka je visoke frekvencije, jer je širina tog područja relativno mala, dok je u području (c) buka niske frekvencije, zbog velike širine mlaza. Time se objašnjava stvaranje buke visoke frekvencije u blizini izlaza mlaznika i buke niske frekvencije niz struju [2] (sl.4).



Slika 4. Nivoi zvučnog pritiska u izduvnom mlazu [2]

Merenja su pokazala da je pravac prostiranja maksimalnog zvučnog pritiska pod uglom od 20° do 45° prema osi mlaza [2]. Ovaj ugao opada s porastom brzine leta.

Zvučna snaga mlaza, na osnovu eksperimentalnih rezultata [5], određuje se pomoću sledećih izraza:

$$W_m = \frac{k' \rho_9^2 v_9^6 D_9^2}{\rho_0 c_0^3} \text{ do } M_9=0,5 \quad (1)$$

$$W_m = \frac{k \rho_9^2 v_9^8 D_9^2}{\rho_0 c_0^5} \text{ za } M_9=0,5 \div 2,0 \quad (2)$$

$$W_m = \frac{k'' \rho_9^2 v_9^3 D_9^2}{\rho_0} \text{ za } M_9 > 2,0 \quad (3)$$

gde su koeficijenti:

$$k' = 10^{-05}$$

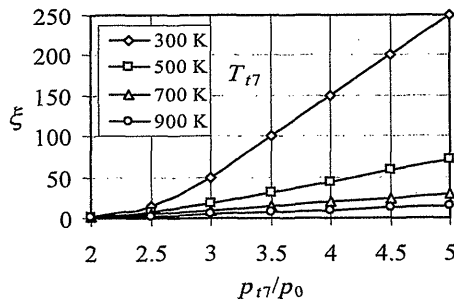
$$k = 3 \cdot 10^{-05} + 1,5 \cdot 10^{-04}$$

$$k'' = (0,5 + 1,0) \cdot 10^{-02}$$

v_9 i ρ_9 brzina i gustina mlaza na izlazu mlaznika, D_9 pre-

$$W_m = \xi W_{mk} \quad (4)$$

gde su: p_{17}/p_0 odnos totalnog pritiska gasa na ulazu mlaznika i pritiska okoline, W_{mk} zvučna snaga mlaza pri kritičnom režimu isticanja ($p_{17}/p_0 = 1,89$), računa se pomoću formule (2), a ξ koeficijent dobijen eksperimentalnim putem (sl.6). Proračun zvučne snage za nadzvučne režime isticanja mlaza po formuli (2), dobro se slaže s eksperimentom za odnose pritiska mlaznika $p_{17}/p_0 \leq 2,2$.

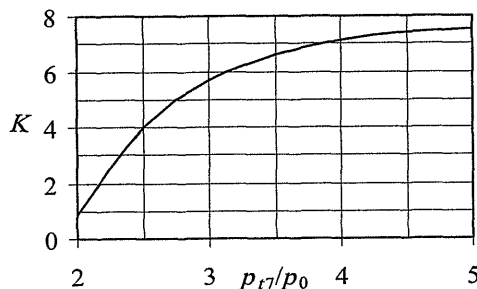


Slika 6. Koeficijent korekcije zvučne snage [5]

Zvučna snaga mlaza koji ističe iz dozvučnog mlaznika turbomlaznog motora, pri stepenu širenja pritiska u mlazniku $p_{17}/p_0 = 2,2$ do $5,0$, određuje se pomoću formule:

$$W_m = K \cdot W_{mk} \quad (5)$$

gde je W_{mk} zvučna snaga mlaza pri kritičnom režimu isticanja ($p_{17}/p_0 = 1,89$) i računa se pomoću formule (2). Zavisnost $K(p_{17}/p_0)$ data je na sl.7, a odgovara temperaturama izduvnih gasova turbomlaznih motora.

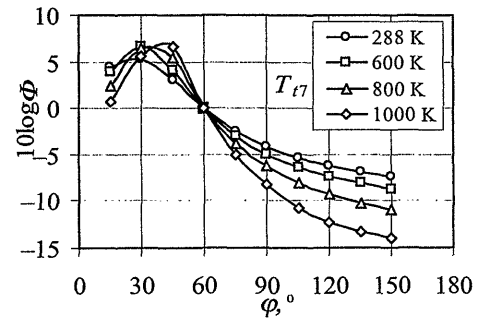


Slika 7. Koeficijent korekcije zvučne snage u funkciji stepena širenja pritiska u mlazniku [5]

Nivo ukupnog zvučnog pritiska mlaza u tačkama pod uglom φ prema osi mlaza, na rastojanju R od izlaznog preseka mlaznika, jednak je [5]:

$$L = 10 \log W_m + 10 \log \Phi - 20 \log R + 120 - k_2 + k_3 - \psi \quad (6)$$

gde je $10 \log \Phi$ faktor usmerenosti. Faktor usmerenosti $10 \log \Phi$ za mlaz turbomlaznog motora pri potkritičnim i manjim natkritičnim vrednostima stepena širenja pritiska u mlazniku do $2,2$ može se predstaviti dijagramom datim na sl.8, gde je φ ugao u odnosu na osu mlaza (sl.3) [5].



Slika 8. Faktor usmerenosti buke mlaza zavisno od temperature mlaza T_{17} [5]

Pri velikim natkritičnim stepenima širenja p_{17}/p_0 ($2,2 \div 5$) opšti oblik grafičkih zavisnosti $10 \log \Phi$ se menja, ali maksimalne vrednosti $10 \log \Phi$ određene pomoću datog grafika opravdane su i u tom slučaju. Koeficijent k_2 uzima u obzir slabljenje buke pri prostiranjima, a k_3 uzima u obzir broj motora n na avionu ($k_3 = 10 \log n$). Pri radu motora u stacionarnim uslovima i u zaletu aviona $\psi = 8$ dB, $k_2 = 0,003R - 1,5$. Za avion u letu $\psi = 11$ dB, $k_2 = 0$ ako je $R \leq 300$ m a $k_2 = 0,005R - 1,5$ ako je $R > 300$ m. Zvučna snaga mlaza u stacionarnim uslovima određuje se, kao što je pokazano, pomoću formula (1, 2 i 3).

Ne postoje egzaktno metode za određivanje buke mlaza i raspodele zvučnog pritiska u letu, zbog uticaja kretanja na parametre mlaza. U [7] je data dosta komplikovana, približna procedura za procenu buke mlaza u letu, na osnovu statičkih ispitivanja. U [5] je navedena približna procedura za određivanje zvučne snage mlaza u letu u sledećem obliku:

$$W_m = k \frac{\rho_9 (v_9 - v_0)^8 D_9^2}{c_0^5} \quad (7)$$

koja važi za $M_9 = 0,5 \div 2,0$, gde je v_0 brzina leta aviona.

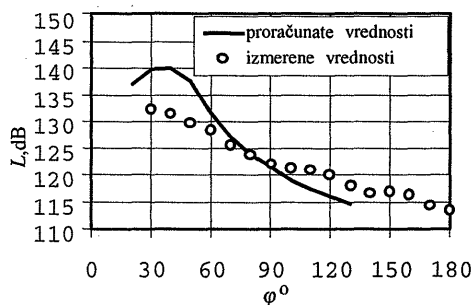
Teorijska razmatranja spektra buke mlaza detaljnije su izložena u [5].

Primer određivanja buke mlaza

Pomoću formule (6) izračunati su nivoi zvučnog pritiska oko jednog podzvučnog aviona za nominalni režim rada motora na zemlji i rastojanje 10 m od težišta aviona. Pri izračunavanju su korišćeni sledeći podaci:

$$\begin{aligned} p_0 &= 101325 \text{ Pa}; \quad \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3; \\ T_0 &= 288,2 \text{ K}; \quad c_0 = 341,5 \text{ m/s}; \\ T_{17} &= 1009 \text{ K}; \quad p_{17} = 235100 \text{ Pa}; \\ D_9 &= 344,7 \text{ mm}; \quad \rho_9 = 0,5113 \text{ kg/m}^3; \\ v_9 &= 575 \text{ m/s}; \quad \psi = 8; \quad k = 3 \cdot 10^{-5}; \end{aligned}$$

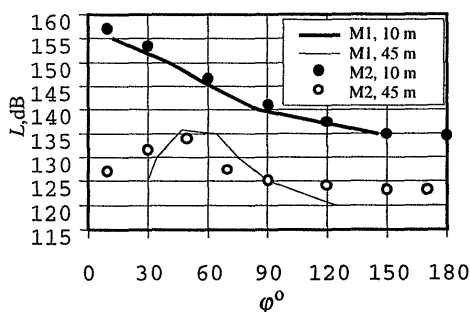
a rastojanje od izlaznog preseka mlaznika do težišta aviona je $4,7$ m. Vrednosti za K i $10 \log \Phi$ uzete su sa dijagrama datih na slikama 7 i 8. Na sl.9 uporedo su prikazani rezultati proračuna i vrednosti dobijene merenjem na rastojanju 10 m od težišta aviona [8]. Za rastojanja R u formuli (6) uzete su odgovarajuće vrednosti od izlaznog preseka mlaznika do posmatrane tačke [4].



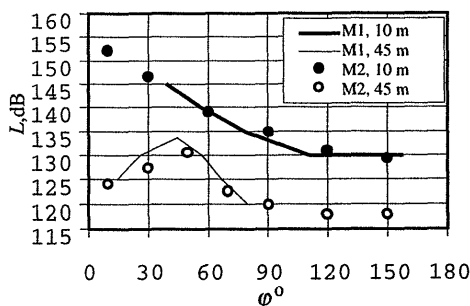
Slika 9. Nivo zvučnog pritiska turbomlaznog motora

Na osnovu podataka iz specifikacija za dva dvostrujna turbomlazna motora (M1 i M2) pri radu na zemlji i rastojanja 10 m i 45 m od težišta motora, prikazani su na sl.10 nivoi zvučnog pritiska na maksimalnom režimu s dopunskim sagorevanjem (DS), a na sl.11 na maksimalnom režimu bez DS. Pri radu na režimu sa DS potisak motora je oko 8000 daN, a totalna temperatura $T_{17} \approx 2100$ K. Pri radu na režimu bez DS, potisak motora je oko 5300 daN, a totalna temperatura $T_{17} \approx 1000$ K.

Za određivanje buke dvostrujnih turbomlaznih motora s promenljivom geometrijom mlaznika i visokim temperaturama izduvnih gasova, potrebno je poznavati usmerenost buke mlaza. U dostupnoj literaturi nije bilo podataka o usmerenosti buke za slučajeve isticanja gasova visokih temperatura iznad 1000 K. Zbog toga na dijagramu nisu ni prikazane proračunske vrednosti.



Slika 10. Nivoi zvučnog pritiska za dva dvostrujna turbomlazna motora na maksimalnom režimu sa DS



Slika 11. Nivoi zvučnog pritiska za dva dvostrujna turbomlazna motora na maksimalnom režimu bez DS

Zaključak

Kod turbomlaznog motora najveću buku stvaraju mlaz izduvnih gasova i kompresor. Za određivanje nivoa zvučnog pritiska mlaza postoje analitički izrazi, nastali kao rezultat brojnih eksperimentalnih ispitivanja.

Dobijeni rezultati pri proračunu buke mlaza motora na zemlji, korišćenjem analitičkih izraza, dosta dobro se slažu s izmerenim vrednostima. Izloženi postupak zahteva poznavanje geometrije i parametara mlaza na izlazu iz mlaznika. Za približnu procenu buke na zemlji mogu da se koriste i podaci o buci sličnih motora.

Za određivanje buke mlaza u letu ne postoje egzaktno metode. U toku leta aviona dolazi do deformisanja mlaza i promena usmerenosti buke. Jedna približna procedura za procenu buke mlaza u letu, zasnovana na buci mlaza na zemlji, data je u [7].

Problematika buke mlaza izduvnih gasova je dosta kompleksna i zahteva dalja istraživanja stručnjaka različitih profila.

Literatura

- [1] RAKIĆ, R., RIŠAVI, A., DRAKULIĆ, K. Savremeni problemi buke mlaznih i klipnih aviona. *Mala vazduhoplovna biblioteka (prilog uz Vazduhoplovni glasnik)*, Zemun, 1964.
- [2] VUJIĆ, M. *Mlazna propulzija III deo*. Mašinski fakultet, Beograd, 1974.
- [3] PETROVIĆ, P., JANKOVIĆ, S., VOJNOVIĆ, M. Identifikacija izvora buke na mlaznom avionu G-4 radi njenog smanjenja. *Vojnotehnički glasnik*, 1995, no.1.
- [4] VUJIĆ, D., KAJIĆ, B. *Analiza i određivanje buke vazduhoplova*. Int. dok., VTI VJ, Beograd, 2000.
- [5] MUNIN, A. i dr. *Aviatsionnaya akustika*. Mashinostroenie, Moskva, 1973.
- [6] HARRIS, C. *Handbook of Noise Control*. McGraw-Hill Book Company, Inc., New York, 1957.
- [7] MICHALKE, A. Prediction of jet noise in flight from static tests. *Journal of Sound and Vibration*, 1979., vol.67, no.3, pp.341-367.
- [8] GRUPA AUTORA. *Ispitivanje buke u kabini aviona N-61*. Int. dok. VOC-1370 VOC, Beograd, 1991.
- [9] OATES, G. *Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components*. AIAA, New York, 1985.
- [10] KURTOVIĆ, H. *Osnovi tehničke akustike*. Naučna knjiga, Beograd, 1982.
- [11] MUNIN, A., SAMOHIN, V., ŠIPOV, R. i dr. *Aviatsionnaya akustika v dvuh chastyakh*. Chast' 1 Shum na mestnosti dozvukovyh passazhirskih samoletov i vertoletov. Mashinostroenie, Moskva, 1986.
- [12] MUNIN, A., EFIMTSOV, B., KUDISOVA, L. i dr. *Aviatsionnaya akustika v dvuh astyakh*. Chast' 2 Shum v salonah passazhirskih samoletov. Mashinostroenie, Moskva, 1986.
- [13] SCHIFF, M. Control of Jet Engine Noise. *Sound and Vibration*, 1981, February, pp.8-19.
- [14] ŽIVALJEVIĆ, M. Buka turbomlaznih propulzora. *Glasnik RV i PVO*, 1992, no.3-4, pp.53-60.

Rad primljen: 10.8.2002.god.

Determining the jet noise of turbojet engine

This paper analyses the jet noise of turbojet engine in the time domain. The application of an empirical method for its determining is also treated. The sound pressure levels of a plane ground based on analytical expressions are given and compared to the measured values. The values of sound pressure levels around the two double flow turbojet engines on the maximum operating mode are also given here.

Key words: turbojet engine, acoustics, noise.

Détermination du bruit des jets des gaz d'échappement chez les turboréacteurs

Le bruit des jets des gaz d'échappement chez les turboréacteurs au domain de temps est traité aussi bien que l'application d'une méthode empirique pour sa détermination. Les expressions analytiques données étaient la base pour calculer les niveaux de la pression de son des jets d'un avion atterri. Les valeurs obtenues sont comparées aussi bien que les valeurs des niveaux de la pression de son autour de deux turboréacteurs à double flux pendant les régimes du travail maximaux.

Mots-clés: turboréacteur, acoustique, bruit.