

AEROTUNELSKA ISPITIVANJA AERODINAMIČKIH I BALISTIČKIH KARAKTERISTIKA PROTIVOKLOPNE AVIO-BOMBE

Zoran Đ. Novaković
Vojska Srbije, Vojnotehnički institut, Beograd
e-mail: novakoviczoca@gmail.com
ORCID iD: <http://orcid.org/0000-0002-7533-0149>

DOI: 10.5937/vojtehg64-8352

OBLAST: mašinstvo, balistika, aerodinamika
VRSTA ČLANKA: stručni članak
JEZIK ČLANKA: srpski

Sažetak:

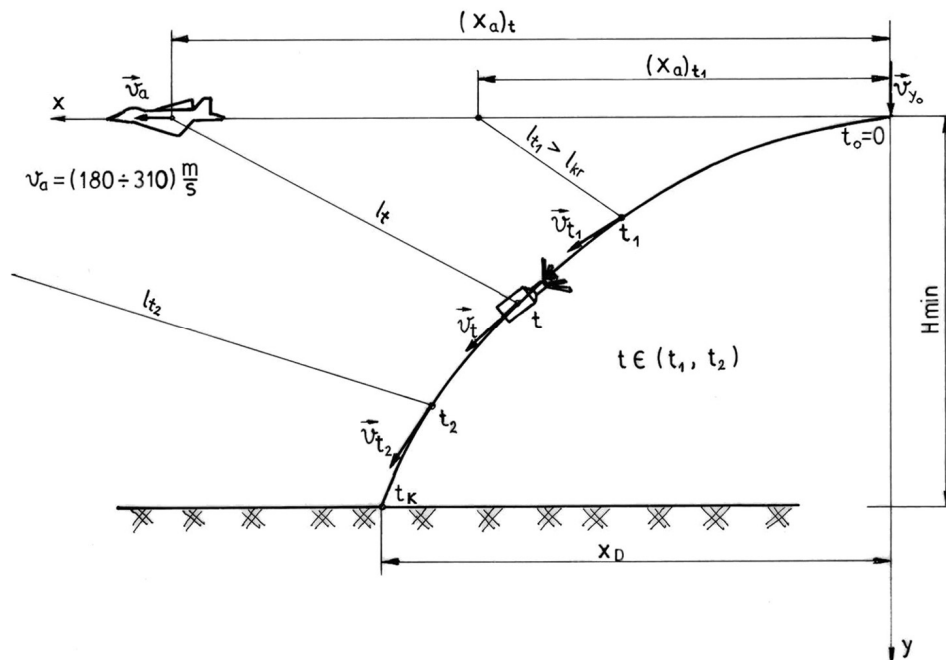
Aerotunelska ispitivanja protivoklopne avio-bombe (PTAB) se vrše se da bi se odredili aerodinamički koeficijenti u režimima podzvučnog i transoničnog strujanja. U istim režimima strujanja ispituje se i vreme armiranja mehanizma upaljača avio-bombe, koje direktno zavisi od uslova opstrujavanja protivoklopne avio-bombe. Krajnji cilj ispitivanja je definisanje pouzdane metode za određivanje vremena armiranja upaljača u aero-tunelu, čime se isključuju skupa letna ispitivanja. Za potvrdu metode predviđena je i verifikacija istih karakteristika protivoklopne avio-bombe u realnim letnim uslovima, nakon aerotunelskih ispitivanja.

Ključne reči: vazduhoplovno naoružanje, avio-bombe, upaljači, vreme armiranja upaljača, aerodinamika, aerotunelska ispitivanja.

Uvod

Sve veća efikasnost sistema PVO nameće avionu koji napada cilj da, zbog svoje sopstvene bezbednosti, to izvede iz brišućeg leta (sa što je moguće manje visine) i što je moguće većom brzinom napusti rejon cilja. To, sa druge strane, nameće i dodatne zahteve pred vazduhoplovno naoružanje, avio-bombe, koje u tom slučaju moraju biti kočene na svojoj balističkoj putanji, a njihov upaljač daljinski (vremenski) armiran, kako eksplozija avio-bombe kao slučajna – neželjen događaj na putanji ili eksplozija na cilju ne bi ugrozila sopstveni avion.

ZAHVALNICA: Autor se zahvaljuje kolegi dr Nikoli Zniću dipl. inž., bivšem učesniku na ovom zadatku, na saradnji i nizu korisnih sugestija, naročito na deo teksta koji se odnosi na merenja u aero-tunelu i obradu rezultata ispitivanja.



Slika 1 – Grafički prikaz međusobnog rastojanja aviona i avio-bombe

Рис. 1 – Графическое изображение расстояния между самолетом и авиабомбой

Figure 1– Graphical illustration of a mutual position of an aircraft and an anti-armour bomb

Aerotunelska ispitivanja protivoklopne avio-bombe (PTAB) prethode letnim ispitivanjima sa ciljem da potvrde projektovane balističke karakteristike i vreme armiranja upaljača ili da se izvrše eventualne korekcije na svim uzorcima ovih avio-bombi pre skupih letnih ispitivanja prototipske partije iz domaćeg razvoja. Prethodni proračuni balističkih putanja protivoklopne avio-bombe, sa projektovanim aerodinamičkim koeficijentima, a sa usvojenom minimalnom visinom horizontalnog brišućeg leta, H_{min} i dijapazonom brzina bombardovanja $v_a=(6501-100)$ km/h, za dati tip letelice, pokazuju međusobni položaj aviona i avio-bombe na njenoj balističkoj putanji, što je prikazano na sl. 1. Mehanizam za impulsno odbacivanje na avionu u trenutku $t_0=0$, saopštava avio-bombama na izlasku iz potkralne kasete početnu vertikalnu brzinu v_{y0} , koje tom brzinom izleću u horizontalnu vazдушnu struju (brzina aviona v_a), čime se startuje okretanje vetruške mehanizma za armiranje upaljača. Kada vetruška postigne odgovarajući broj obrtaja (graničnu ugaonu brzinu), tada se centrifugalni osigurači, razmešteni po obodu vetruške, razmiču i omogućavaju armiranje upaljača. Krilca stabilizatora, nakon izletanja avio-bombe iz kasete, trenutno se otvaraju i stabilišu avio-bombu na njenoj balističkoj putanji.

Prihvatljiv trenutak kada upaljač treba da završi armiranje je u intervalu vremena (t_1 , t_2), mereno od trenutka pritiska bojevog dugmeta iz kabine pilota. Vreme t_1 se određuje se iz kriterijuma minimalnog bezbednog rastojanja – l_{kr} aviona od avio-bombe, (Savezni sekretarijat za narodnu odbranu, 1988), a vreme t_2 iz uslova pravovremenog armiranja upaljača, tj. pre udara avio-bombe u prepreku, odnosno cilj. Upaljač protivoklopne avio-bombe je inercioni, sa prekidom inicijalnog lanca, daljinskim – vremenskim armiranjem i samolikvidacijom. Trenutak kada upaljač treba da završi armiranje t je zbirno vreme dešavanja diktiranog niza događaja: vreme odrade releja instalacije na avionu nakon pritiska bojevog dugmeta – T_1 , vreme odrade mehanizma za impulsno izbacivanje avio-bombi – T_2 , vreme odrade mehanizma za armiranje – T_3 , vreme zauzimanja pozicije inercionog udarnika iznad detonatorske kapisle u upaljaču avio-bombe – T_4 . Vremena T_1 , T_2 , i T_4 su reda veličine milisekunde, dok je vreme T_3 reda veličine sekunde.

$$t = T_1 + T_2 + T_3 + T_4, \quad T_3 \approx T_1, \quad T_3 \approx T_2, \quad T_3 \approx T_4, \quad T_3 - \text{dominantno vreme,}$$

Zbog drastične razlike u redu veličina može se u prvoj približnosti usvojiti da je:

$$t \approx T_3, \quad t \in (t_1, t_2).$$

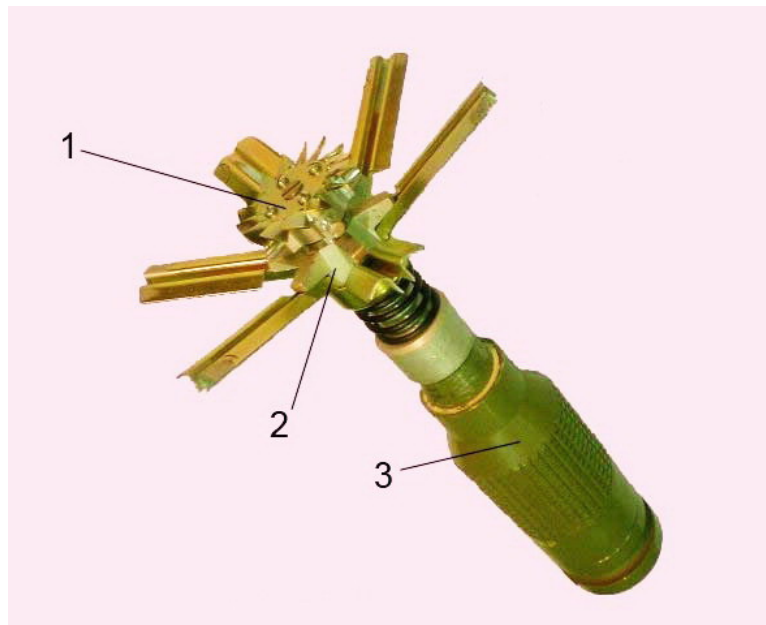
Aerotunelska ispitivanja sprovode se na modelu protivoklopne avio-bombe, koji je aerodinamički i geometrijski sličan originalu i istovremeno prilagođen za dve vrste aerotunelskih ispitivanja:

1. Merenje aerodinamičkih sila i momenata tenzometrijskom aero-vagom na konfiguraciji modela bez vetruške mehanizma za armiranje (sl.3),
2. Merenje broja obrtaja n , odnosno vremena T_3 , od trenutka deblokiranja vetruške (tj. od trenutka kada je u aero-tunelu postignut željeni Mahov broj) do spadanja vetruške (sl.4).

Obe vrste aerotunelskih ispitivanja se sprovode se za karakteristične vrednosti Mahovih brojeva 0,6, 0,7, 0,8 i 0,9 što pokriva interval brzina (180–310) m/s aviona pri bombardovanju (Etkin, 1964).

Opis test modela

Model protivoklopne avio-bombe za aerotunelska ispitivanja je geometrijski i aerodinamički sličan originalu, u razmeri 1:1. Model je prilagođen uslovima ispitivanja na repnom držaču i prihvatnu za ABLE MK XXV 1 aerovagu (Anastasijević, et al, 2001). Protivoklopna avio-bomba ima cilindrično telo sa ravnom čeonom površinom. Po obodu svog zadnjeg dela avio-bomba ima šest sklapajućih, simetrično raspoređenih krilaca koja čine stabilizator (2), sl.2, a iza čega se nalazi slobodno rotirajuća vetruška (1).



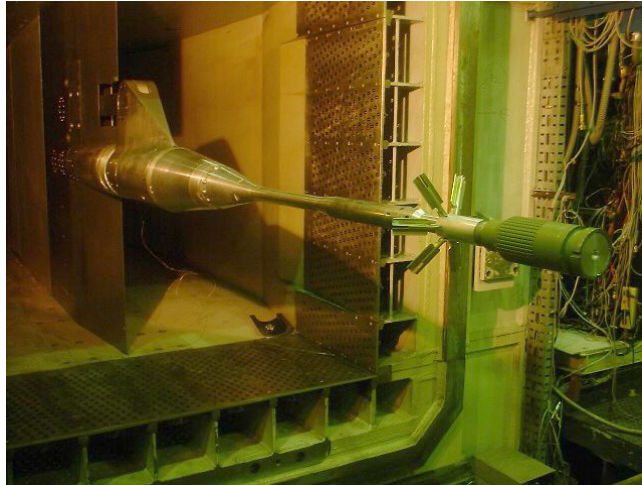
Slika 2 – Test model PTAB (spoljni izgled): 1 – vetruška sa centrifugalnim osiguračima, 2 – stabilizator sa sklapanjućim krilcima, 3 – telo bombe

Рис. 2 – Тестовая модель ПТАБ (внешний вид): 1 – крыльчатка с центробежными предохранителями, 2 – стабилизатор со складывающимися лопастями, корпус бомбы
 Figure 2 – PTAB Test Model (exterior sideview): 1 – arming vane with centrifugal safety pins, 2 – stabilizer tail unit with folding fins, 3 – bomb body

Centrifugalni osigurači, radijalno raspoređeni po obodu vetruške, razmiču se pri graničnom broju obrtaja kada se vetruška odvaja, te na taj način omogućava uspostavljanje inicijalnog lanca, odnosno armiranje upaljača.

Način merenja i obrada podataka

Merenje aerodinamičkih sila i momenata i vremena reakcije mehanizma za armiranje je sprovedeno je u trisoničnom aero-tunelu T-38 Vojnotehničkog instituta Vojske Srbije (Samardžić, et al, 2014). Aerodinamičke sile i momenti su mereni su ABLE-ovom tenzometrijskom šestokomponentnom aero-vagom na pravom stingu (sl.3), bez korekcije otpora baze modela. Osim aksijalne komponente vage merene su normalna komponenta, bočna sila, moment propinjanja, moment skretanja i moment valjanja, što se uslovima testa nije tražilo, a što je predstavljeno u obliku aerodinamičkih koeficijenata u tabeli 1 i tabeli 2, u funkciji napadnog ugla.



Slika 3 – Test model PTAB na pravom stingu
 Рус. 3 – Тестовая модель ПТАМ на прямой державке
 Figure 3 – PTAB test model on a straight sting

Merenje balističkih funkcionalnih karakteristika (T_3 , n) je sprovedeno je na lomljenom stingu (sl.4), sa uglom pregiba od 15 stepeni. Oba eksperimenta obavljena su u transoničnom radnom delu aero-tunela T-38, pri brzini strujanja koja približno odgovara Mahovim brojevima $M=0,6\div 0,9$. Prikupljanje podataka je obavljeno je sistemom za akviziciju TELEDYNE sa računarom PDP 11/34. Obrada podataka izvršena je standardnim softverskim paketom za obradu APS, računarom VAX 11/780.

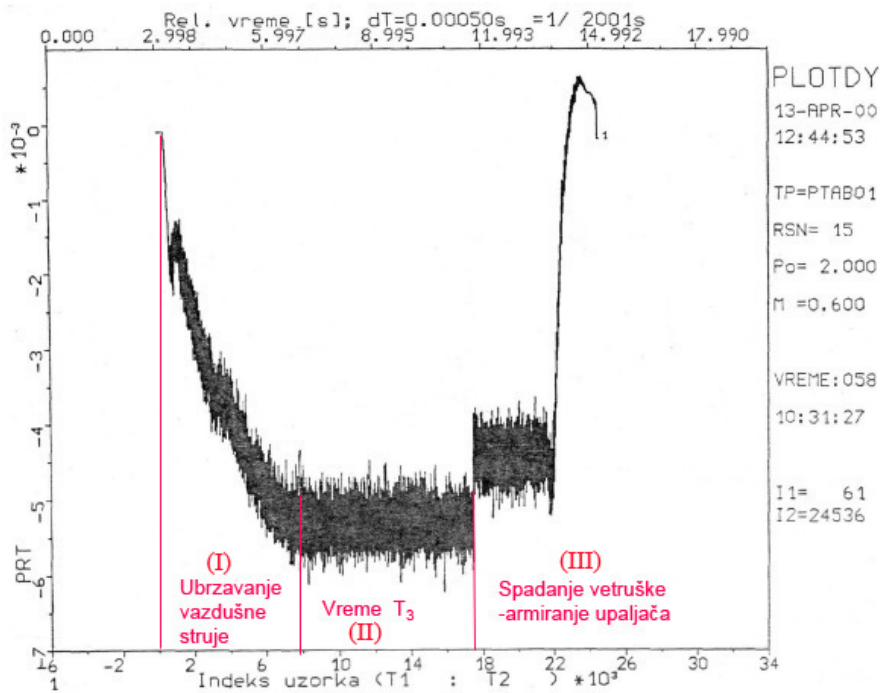


Slika 4 – Test model PTAB na lomljenom stingu
 Рус. 4 – Тестовая модель ПТАМ на кривой державке
 Figure 4 – PTAB test model on a broken sting

Radi merenja broja obrtaja i vremena odvajanja vetruške, na telo avio-bombe ugrađena je cevčica čiji se završetak nalazi ispod rotirajuće vetruške, iznad koje preleću grebenovi četiri centrifugalna osigurača. Cevčica registruje preletanje grebenova (rotaciju vetruške) kao učestanost promene pritiska, odnosno registruje trenutak odvajanja vetruške kao skokovitu promenu srednje vrednosti pritiska preko posebnog diferencijalnog davača pritiska PRT ugrađenog u telo avio-bombe (sl. 5).

Davač je filtriran digitalnim filtrom od 1000 Hz zbog očekivanog broja obrtaja ustanovljenog bez duvanja u aero-tunelu (3000 min^{-1}). Za ostvarenu brzinu strujanja od 200 m/s, koja približno odgovara $M=0,6$, dobijena je dominantna učestanost $f=190\text{Hz}$, koja sa brojem grebenova vetruške $N=4$ daje broj obrtaja vetruške n :

$$n=f/N, \text{ tj. } n=(190/4)\times 60=2850 \text{ min}^{-1}.$$



Slika 5 – Dijagram učestanosti promene pritiska

(I) - Airflow acceleration, (II) - T_3 time, (III) - arming vane separation (fuze arming)

Рис. 5 – Диаграмма изменений давления

(I) - Airflow acceleration, (II) - T_3 time, (III) - arming vane separation (fuze arming)

Figure 5 – Diagram of Pressure Changing Frequency

(I) - Airflow acceleration, (II) - T_3 time, (III) - arming vane separation (fuze arming)

Rezultati ispitivanja

Merenja aerodinamičkom vagom su pokazala su neočekivano veliki koeficijent otpora ($C_x=4,41$, Tabela 1), što je posledica otpora krilaca stabilizatora. Uloga krilaca stabilizatora je da uspore avio-bombu (smanje njenu brzinu i stabilišu je na putanji), odnosno zadrže je u odnosu na avion. Da bi se potvrdio uticaj otpora stabilizatora pristupilo se merenju aerodinamičkih koeficijenata nakon demontiranja krilaca stabilizatora sa modela i ispitivanjem blunt body konfiguracije. Pri tome se dobio očekivani koeficijent otpora ($C_x=0,79$, Tabela 2), kao u referentnim aero-tunelima u svetu (Hoerner, 1965), (Finck, 1978).

Tabela 1 – Ispitivanje protivoklopne avio-bombe u aero-tunelu T38
Таблица 1 – Испытания противотанковой авиабомбы в аэродинамической трубе Т38
Table 1 – Wind tunnel testing of anti-armor bomb

Aero-tunel T-38 Wind Tunnel T-38								
ISPITIVANJE PROTIVOKLOPNE AVIO-BOMBE U AERO-TUNELU T38 WIND TUNNEL TESTING OF ANTI-ARMOR BOMB								
Ispitivanje PTAB01 PTAB01 Testing	Duvanje broj: 2 Sequence number of blowing: 2		Datum 12. APR. 00					
Konfiguracija modela: kompletan model - Complete Model								
i	ALF A	M	C _x	C _y	C _z	Cl	C _m	C _n
1	-0.12	0.603	4.4049	0.029	-0.015	-0.0031	0.083	-0.0950
2	1.92	0.603	4.3538	0.010	0.184	-0.0134	-1.181	-0.1986
3	3.95	0.604	4.3883	0.105	0.247	-0.0093	-1.827	-0.0018
4	5.97	0.603	4.4299	0.116	0.223	-0.0158	-2.122	-0.0484
5	8.01	0.603	4.4847	0.120	0.210	-0.0277	-2.305	-0.0743
6	10.05	0.603	4.5498	0.125	0.195	-0.0286	-2.488	-0.0695

i – indeks napadnog ugla (angle of attack index)

ALFA – napadni ugao (angle of attack)

M – Mahov broj (Mach number)

C_x – koeficijent sile otpora (drag force coefficient)

C_y – koeficijent bočne sile (side force coefficient)

C_z – koeficijent sile uzgona (lift force coefficient)

Cl – koeficijent momenta valjanja (rolling moment coefficient)

C_m – koeficijent momenta propinjanja (pitching moment coefficient)

C_n – koeficijent momenta skretanja (yawing moment coefficient)

Tabela 2 – Ispitivanje protivoklopne avio-bombe u aero-tunelu T38
Таблица 2 – Испытания противотанковой авиабомбы в аэродинамической трубе Т38
Table 2 – Wind tunnel T-38 testing of anti-armor bomb

Aerotunel T-38								
Wind Tunnel T-38								
ISPITIVANJE PROTIVOKLOPNE AVIO-BOMBE U AERO-TUNELU T38								
WIND TUNNEL TESTING OF ANTI-ARMOR BOMB								
Ispitivanje PTAB01 PTAB01 Testing	Duvanje broj: 3 Sequence number of blowing: 3		Datum 12. APR. 00					
Konfiguracija modela: čisto telo - Blunt Body Model								
i	ALF A	M	Cx	Cy	Cz	Cl	Cm	Cn
1	-0.08	0.298	0.7723	0.047	0.023	0.0023	0.026	0.0150
2	1.94	0.298	0.7753	0.052	0.015	0.0030	-0.013	0.0107
3	3.95	0.298	0.7933	0.087	0.015	0.0036	-0.012	0.0172
4	5.95	0.298	0.8139	0.081	0.011	0.0044	0.023	0.0179
5	7.95	0.296	0.8515	0.049	0.043	0.045	0.041	0.0164
6	9.95	0.296	0.8818	0.037	0.084	0.0044	0.062	0.0167

i – indeks napadnog ugla (angle of attack index)

ALFA – napadni ugao (angle of attack)

M – Mahov broj (Mach number)

Cx – koeficijent sile otpora (drag force coefficient)

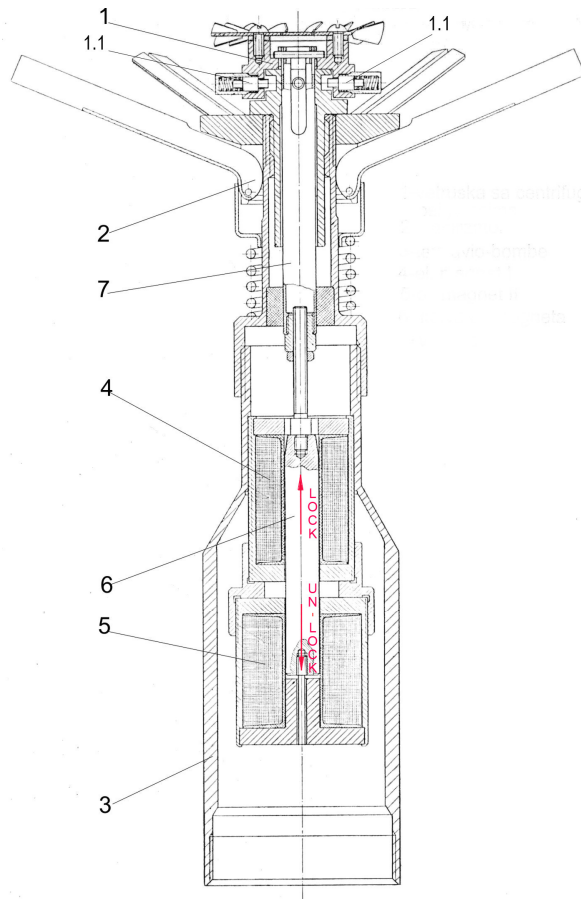
Cy – koeficijent bočne sile (side force coefficient)

Cz – koeficijent sile uzgona (lift force coefficient)

Cl – koeficijent momenta valjanja (rolling moment coefficient)

Cm – koeficijent momenta propinjanja (pitching moment coefficient)

Cn – koeficijent momenta skretanja (yawing moment coefficient)



Slika 6 – Rekonstruisani test model PTAB (poprečni presek): 1 – vetruška, 1.1 – centrifugalni osigurači, 2 – stabilizator sa sklapanjućim krilcima, 3 – telo bombe, 4 – elektromagnet I, 5 – elektromagnet II, 6 – kotva, 7 – viljuška

Рис. 6 – Реконструированная модель ПТАБ (поперечное сечение): 1 – крыльчатка, 1.1 - центробежные предохранители, 2- стабилизатор со складывающимися лопастями, 3 – корпус бомбы, 4 – электромагнит I, электромагнит II, съёмник, 5 – электромагнит II, 6 – лифтер, 7 – вилка-предохранитель

Figure 6 – Redesigned PTAB Test Model (cross-section): 1 – arming vane, 1.1 – centrifugal safety pins, 2 – stabilizer tail unit with folding fins, 3 – bomb body, 4 – electro-magnet I, 5 – electro-magnet II, 6 – lifter, 7 – locking fork

Izmereno vreme T_3 od 10s nije odgovaralo očekivanom vremenu zbog dva razloga:

1. ubrzanje vazdušne struje do postizanja željenog Mahovog broja u aero-tunelu, odnosno rotiranje vetruške u tom periodu ne odgovara realnim uslovima upotrebe avio-bombe. U realnim uslovima, nakon izbacivanja avio-bombe iz potkrilne kasete aviona, vetruška trenutno upada u vazдушnu struju koja odgovara brzini aviona (željeni Mahov broj u aero-tunelu),

2. konstruktivna karakteristika mehanizma za armiranje ne dozvoljava višekratnu upotrebu, što se nije moglo izbeći u ispitivanjima, jer je jedna te ista vetruška korišćena za više duvanja.

Zbog toga se pristupilo rekonstrukciji modela i ponavljanju eksperimenta, odnosno obezbeđen je dovoljan broj uzoraka mehanizma za armiranje za svako duvanje ponaosob. Rekonstrukcija modela izvedena je tako da obezbedi mirovanje vetruške do trenutka postizanja željenog pritiska duvanja, tj. Mahovog broja u aero-tunelu. Kako je avio-bomba delaborisana, to je njen unutrašnji prostor iskorišćen za smeštaj elektromagneta (I i II), (sl.6), koji pomoću svoje kotve (6) i viljuške (7), blokiraju/deblokiraju okretanje vetruške (1). Elektromagnet I preko kotve i viljuške drži blokiranu vetrušku za vreme ubrzavanja vazdušne struje u aero-tunelu do trenutka kada se postigne željeni Mahov broj. Tada elektromagnet I prestaje da deluje, a elektromagnet II povlači kotvu, odnosno viljušku i deblokira vetrušku, tako da ona startuje sa obrtanjem pri željenom Mahovom broju, a što odgovara realnim uslovima upotrebe.

Zaključak

Predstoji ponovno ispitivanje u aero-tunelu sa ovako rekonstruisanim modelom, kada će za sva aerotunelska ispitivanja biti obezbeđen dovoljan broj uzoraka novih mehanizama za armiranje. Krajnji cilj ovih ispitivanja je dobijanje krive zavisnosti broja obrtaja vetruške od brzine opstrujavanja avio-bombe (željenog Mahovog broja). Ako rezultati ispitivanja u aero-tunelu sa rekonstruisanim test-modelom avio-bombe budu potvrđeni rezultatima letnih ispitivanja sa realnim avio-bombama, ovaj način ispitivanja u aero-tunelu može se usvojiti kao pouzdana metoda za određivanje vremena armiranja ove vrste upaljača, čime se zamenjuju skupa letna ispitivanja.

Literatura

Anastasijević, Z., Marinkovski, D., & Samardžić, M. 2001. *Merenje aerodinamičkih derivativa stabilnosti u aerotunelima*. Kumulativna naučnotehnička informacija. Preuzeto sa <http://www.vti/VANTIS/nti/nti/nti/01-3.htm>

Etkin, B. 1964. *Dinamika poleta*. Moskva: Masinstroenie.

Finck, R.D.(1978). *USAF Stability and Control Datacom, Final Report, AFWAL-TR-83-3048*. April. Preuzeto sa <http://oai.dtic.mil/oai/oai?verb=getRecord&metadataPrefix=html&identifier=ADB072483>.

Hoerner, S.F.(1965). *FLUID-Dynamic Drag*. Preuzeto sa <http://www.greenbookee.net/hoerner-1965-fluid-dynamic-drag/>

Samardžić, M., Anastasijević, Z., Marinkovski, D., Ćurčić, D., & Isaković, J. 2014. External Six-Component Strain Gauge Balance for Low Speed Wind Tunnels. *Scientific Technical Review*, 64(3), str. 40-46. Preuzeto sa www.vti.mod.gov.rs/ntp/index.htm.

Savezni sekretarijat za narodnu odbranu SFRJ. 1988. *Borbena upotreba vazduhoplovnih sredstava pri dejstvu po ciljevima na kopnu i moru, knjiga I*.

ИСПЫТАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И БАЛЛИСТИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ПРОТИВОТАНКОВЫХ АВИАБОМБ
В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Зоран Дж. Новакович
ВСРС, Военно-технический институт, г. Белград

ОБЛАСТЬ: машиностроение, баллистика, аэродинамика
ВИД СТАТЬИ: профессиональная статья
ЯЗЫК СТАТЬИ: сербский

Резюме:

Испытания в аэродинамической трубе противотанковых авиабомб (ПТАБ) проводятся с целью определения аэродинамического коэффициента в режиме дозвукового и околозвукового течения.

В тех же режимах течения проходят и испытания необходимого времени для срабатывания механизма зажигания авиабомбы, которое зависит от условий обтекания противотанковой авиабомбы.

Конечной целью данных испытаний является разработка точных методов определения времени срабатывания механизма зажигания в аэродинамической трубе, так как их применение позволит существенно снизить расходы, за счет исключения дорогостоящих летных испытаний.

Проверка соответствия примененного метода и характеристик противотанковой авиабомбы будет проведена в реальных летных условиях, после проведения испытаний в аэродинамической трубе.

Ключевые слова: военно-воздушное вооружение; авиабомбы; механизм зажигания; время срабатывания механизма зажигания; аэродинамика; испытания в аэродинамической трубе.

WIND TUNNEL TESTING OF THE AERODYNAMIC AND BALLISTIC
CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT ANTI-ARMOR BOMB

Zoran Đ. Novaković
Army of Serbia, Military Technical Institute, Belgrade

FIELD: Mechanical Engineering, Ballistics, Aerodynamics
ARTICLE TYPE: Professional Paper
ARTICLE LANGUAGE: Serbian

Abstract:

Wind tunnel testing of an aircraft anti-armor bomb (PTAB) is performed to determine its aerodynamic coefficients at subsonic and transonic flow regimes. In the same regimes, the fuze mechanism

arming time is tested, directly depending on the local flow field around the anti-armor bomb. The objective of this investigation is to define a reliable method of determining the fuze mechanism arming time. A verification of the same characteristics of the anti-armor bomb in real flight conditions will be taken into consideration to approve the method after wind tunnel testing.

Introduction

Growing efficiency of air defense systems imposes on attacking aircraft to perform attacks at low altitude (at as low altitude as possible) and to leave the target area as fast as possible. This, in turn, imposes additional demands on aircraft weapons (bombs) which have to be slowed on their ballistic path with remote/temporal armed fuzes in order to avoid endangering aircraft by accidental bomb explosion on its ballistic path or bomb explosion on the target.

Wind tunnel testing of anti-armor bombs precedes flight testing in order to approve designed ballistic characteristics and fuze arming time or to make some potential corrections on all samples of anti-armor bombs of a nationally produced prototype lot, before expensive flight testing. Preceding bomb ballistic paths calculations that include the designed aerodynamic coefficients and the adopted aircraft low level flight minimum altitude - H_{min} with a speed bombing range of $v_a=(650 /1100)km/h$ for the given type of aircraft show a mutual position of the aircraft and the anti-armor bomb (Fig. 1.). The impulse rejecting mechanism deliver to the bomb the orthogonal starting velocity v_{yo} to the horizontal airstream (aircraft velocity v_a). The bomb sweeps out from the container into the horizontal airstream which causes the rotation of the fuze arming mechanism vane, while body tail fins are deployed instantly to stabilize and slow the bomb along its ballistic path.

The fuze arming time measured from the instant when the pilot triggers the button is acceptable within the interval (t_1, t_2) . The time t_1 is determined by the criteria of the critical distance l_{kr} , from the aircraft to the bomb (Savezni sekretarijat za..., 1988.) at the instant of fuze arming). The time t_2 is determined from the condition of timely fuze arming, i. e. before the bomb impacts the target. The anti-armor bomb fuze is a percussion type of the fuze with initial chain interruption, remote-temporal arming and self destruction. The fuze arming time is a cumulative time of a defined chain of events (aircraft electrical installation relays the execution time- T_1 , impulse rejecting mechanism the execution time- T_2 , fuze arming mechanism the execution time- T_3 , fuze firing pin above percussion primer relocation the execution time - T_4).

The T_1 , T_2 , and T_4 times are in milliseconds, while T_3 is in seconds. Since there is a significant difference in time orders of magnitude, it could be adopted

$$t \approx T_3.$$

The wind tunnel test model geometric and aerodynamic characteristics are similar to the original object. Also, the model is modified for two kinds of wind tunnel testing:

1. Tensiometric sting-balance measuring of aerodynamic forces and moments of the test bomb model configuration without the arming vane mechanism, (Fig. 3),

2. T_3 - time determination: The arming mechanism vane number of revolutions measured from the instant of the vane unlock (a moment when the wind tunnel achieves the desired Mach number) to the instant of the vane separation from the tail stabilizer tail unit, (Fig. 4).

Both tests are performed with characteristic Mach numbers: 0.6, 0.7, 0.8, and 0.9, which covers the interval of aircraft motion speed (180 / 310) m/s, (Etkin, 1964).

Test Model Description

The anti-armor bomb model with its own aerodynamic and geometric characteristics corresponds to the original, in scale 1:1. The bomb model is modified to be integrated with the ABLE MK XXV 1 sting-balance (Anastasijević, et al, 2001.). The anti-armor bomb body is of a cylindrical shape with a front flat surface. The bomb tail unit comprises six radial folding fins located peripherally (Fig. 2), and the arming vane mechanism on the back side.

Four centrifugal safety pins radially located on the arming vane peripheral side are pulled out (at the critical number of revolutions when the arming vane is separated) to enable the initial chain set up i.e. fuze arming.

Testing Description and Data Processing

The measuring of aerodynamic forces and moments as well as the arming mechanism execution time- T_3 was performed in the Trisonic Wind Tunnel T-38 MTI SA. Aerodynamic forces and moments were measured on the ABLE tensiometric six-component sting-balance on a straight sting, (Fig. 3) without test model base drag correction (Samardžić, et al, 2014.). In addition to the axial force component of the sting-balance, other characteristics (vertical force component, lateral force, pitching moment, yawing moment, rolling moment) were measured, which was not a requirement of the test. All characteristics are presented in a form of aerodynamic coefficients as a function of the angle of attack, Table 1 and Table 2.

Measuring ballistic functional characteristics (T_3 , n) was performed on a broken sting (Fig. 4) with a set-up angle of 15° . Both experiments were performed in the transonic working sector of the wind tunnel T-38 wind tunnel, with airflow speeds corresponding to Mach numbers from 0.6 to 0.9. Data collecting was accomplished by the TELEDYNE acquisition system. Data processing was performed using the APS data processing software package.

The tubule is installed onto the bomb body in order to verify the arming vane number of revolutions and the arming vane separation time (T_3). Its one end is located close to the rotating arming vane over which top four reefs of centrifugal safety pins are run. The tubule records the reefs run over (rotation of the arming vane) as a frequency of the air pressure changing, and records the instant of the arming vane separation as an abrupt change of an average pressure amount by means of a differential pressure transducer (PRT) installed into the bomb body (Fig. 5). Since the expected arming vane number of revolutions is 3000 r.p.m., the transducer signal is filtered by a 1000Hz digital filter. At a wind tunnel airflow speed of 200 m/s, with the equivalent Mach number of $M=0.6$, the dominant frequency $f=190$ Hz is obtained. Taking into consideration the number of arming vane reefs $N=4$, the number of arming vane revolutions is obtained:

$$n=2850 \text{ min}^{-1}$$

Test Results

The sting-balance measurements showed an unexpectedly large drag coefficient ($C_x=4.41$, Table 1), due to the deployed stabilizer fins. The role of stabilizer fins is to slow down the bomb (to decrease its speed and stabilize it on its ballistic path), and to retard it with relation to the aircraft. In order to confirm the drag influence of stabilizer fins, measurements were repeated with the blunt body configuration after folding fins subassembly dismantling the folding fins subassembly. The result was the expected drag coefficient ($C_x=0.79$, Table 2) as the referent wind tunnels achieved world-wide, (Hoerner, 1965), (Finck, 1978).

The measured time of approximately 10s did not correspond to the expected arming mechanism reaction time for two reasons:

1. Airflow acceleration to the desired Mach number in the wind tunnel, i.e. arming vane rotation during this time does not correspond to the real usage of the anti-armor bomb. The arming mechanism vane falls into the aircraft speed horizontal airflow (the desired Mach number in the wind tunnel) instantly in the real flight conditions.

2. Arming vane mechanism design characteristic does not permit multiple usage, which could not be avoided in testing because one and the same mechanism was used many times.

For these reasons, the bomb test model and the experiment were redesigned. A sufficient number of samples of the arming mechanism vane were provided for each individual wind tunnel blowing. The bomb model redesign was performed in a way to prevent the arming mechanism vane from rotating until the blow pressure and the Mach number achieve desired values in the wind tunnel. Since the bomb body was discharged, the interior bomb body room was used to accommodate electro magnets I and II, (Fig. 6) which lock/unlock the arming mechanism vane by its lifter (6) and locking fork (7). Electro magnet I locks the arming vane mechanism during airflow

acceleration in the wind tunnel. At the instant of a wind tunnel airflow desired Mach number, Electro magnet I releases the locking fork while Electro magnet II pulls the locking fork back in order to unlock the arming vane mechanism. The arming mechanism vane starts to rotate at a desired Mach number (aircraft speed) which corresponds to real conditions of the anti-armor bomb usage.

Conclusion

New wind tunnel tests with a redesigned bomb test model are upcoming after providing an adequate number of arming mechanism vanes. The objective of these wind tunnel tests is obtaining a curve of the arming mechanism vane number of revolutions depending on the surrounding flow speed around the redesigned bomb test model. If the results of wind tunnel tests (with the redesigned bomb test model) are confirmed with the results of flight testing (with an actual anti-armor bomb), this wind tunnel testing could be accepted as a reliable method of fuze arming mechanism time determination of this kind of a bomb fuze. This wind tunnel testing will replace the expensive flight testing.

Key words: aircraft armament; bombs; fuzes; fuze arming time; aerodynamic coefficients; wind tunnel tests.

Datum prijema članka / Дата получения работы / Paper received on: 26. 05. 2015.
Datum dostavljanja ispravki rukopisa / Дата получения исправленной версии работы / Manuscript corrections submitted on: 12. 06. 2015.
Datum konačnog prihvatanja članka za objavljivanje / Дата окончательного согласования работы / Paper accepted for publishing on: 14. 06. 2015.

© 2016 Autor. Objavio Vojnotehnički glasnik / Military Technical Courier (www.vtg.mod.gov.rs, втг.мо.упр.срб). Ovo je članak otvorenog pristupa i distribuirao se u skladu sa Creative Commons licencom (<http://creativecommons.org/licenses/by/3.0/rs/>).

© 2016 Автор. Опубликовано в "Военно-технический вестник / Vojnotehnički glasnik / Military Technical Courier" (www.vtg.mod.gov.rs, втг.мо.упр.срб). Данная статья в открытом доступе и распространяется в соответствии с лицензией "Creative Commons" (<http://creativecommons.org/licenses/by/3.0/rs/>).

© 2016 The Author. Published by Vojnotehnički glasnik / Military Technical Courier (www.vtg.mod.gov.rs, втг.мо.упр.срб). This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution license (<http://creativecommons.org/licenses/by/3.0/rs/>).

