

THESIS ABSTRACT

The Thesis presents the results of experimental and theoretical research performed in the field of *modeling and simulation of the flow in the rocket engine nozzle and consequences on the dynamics of rocket flight*, being focused on the behavior of S-5M and S-5K, 57 mm unguided rocket. The original contributions of the present thesis are:

- Development and validation of a valuation procedure for the thrust coefficient which match the particular numerical isentropic expansion with the application of the isentropic relations for flow separation criteria, dependent on the rocket nozzle pressure ratio; afterwards, the procedure was revalidated by comparison with the thrust force-time characteristics, obtained by the author on static test stand for rocket motors.
- The thermochemical code at constant pressure, developed by the author in the thesis, provides input to any interior ballistic model for the solid rocket motors (total temperature in the combustion chamber, ratio of specific heats, gas constant, specific heat at constant pressure, dynamic viscosity, thermal conductivity and Prandtl number).
- The results of the simplified interior ballistic model for the solid rocket motors meet the intended purpose, to provide real-time data regarding the nozzle mass flow, the thrust force and the mass properties for rocket, during the burning period, needed in exterior ballistics. Experimental investigation, performed by the author within S.C. Electromecanica Ploiești S.A., in order to obtain the pressure-time characteristics, have shown that Vieille's burning rate law loses its applicability just after the solid rocket motor ignition. For this reason, the erosive burning model, modified by the author after Lenoir and Robillard (1956), becomes mandatory for the studied propulsion systems.
- By developing the study presented by Sookgaew (2004), it was determined the configuration of the Coriolis moment components, which catch the impact of the combustion product's whirling motion, for the radial and centripetal propellant burn pattern specific to S-5M and S-5K solid rocket motors.
- The 6DOF equations system of rocket motion established in the thesis continues the approach brought by Fl. Moraru (1972); the validation was performed by comparison with TT-74 firing table, for the M-21-OF unguided rocket. The extended model used in study of the consequences on the dynamics of rocket flight, contains a number of terms, added by the author, which refers to the Coriolis force of the combustion product's relative to the rocket body at the moment of the thrust vector owed combustion product's whirling motion and also to the occurred Coriolis moment, in the presence of the combustion product's whirling motion.

The original results obtained in this thesis are supported by 19 publications and scientific communications, out of which 4 in peer-reviewed journals.

REZUMATUL TEZEI

Teza prezintă rezultatele unor cercetări experimentale și teoretice efectuate în domeniul *modelării și simulării curgerii în ajutorul motorului rachetă și consecințelor privind dinamica zborului rachetei*, concentrate pe studiul de caz referitor la comportamentul S-5M și S-5K, rachete nedirijate de 57 mm. Contribuțiile originale ale prezentei teze sunt:

- Elaborarea și validarea unei proceduri de estimare a coeficientului forței de tracțiune care combină demersurile numerice specifice destinderii izentropice cu aplicarea relațiilor pentru criteriile de desprindere, în funcție de gradul de destindere asigurat de ajutor; ulterior, procedura a fost revalidată prin comparație cu diagramele forței de tracțiune, obținute de autor pe bancul de foc.
- Aplicația de calcul termochimic la presiune constantă, dezvoltată de autor în cadrul tezei, furnizează date de intrare oricărui model de balistică interioară pentru motorul rachetă cu combustibil solid (temperatură de combustie, indice izentropic, constantă amestec produși de combustie, căldură specifică la presiune constantă, vâscozitate dinamică, conductibilitate termică și numărul lui Prandtl).
- Rezultatele modelului sumar de balistică interioară pentru motorul rachetă cu combustibil solid satisfac scopul propus, acela de a furniza în timp real informații privind debitul în ajutor, forța de tracțiune și caracteristicile masice ale rachetei, pe timpul perioadei active, necesare în balistica exterioară. Investigațiile experimentale, efectuate de autor la S.C. Electromecanica Ploiești S.A. pentru obținerea diagramelor de presiune, au arătat că legea Vieille pentru viteza de ardere își pierde aplicabilitatea imediat după amorsarea motorului rachetă cu combustibil solid. Din acest motiv, modelul de ardere erozivă modificat de autor după Lenoir și Robillard (1956), devine obligatoriu pentru configurațiile propulsive studiate.
- Dezvoltând studiul prezentat de Sookgaew (2004), a fost determinată forma componentelor momentului Coriolis care surprinde impactul mișcării turbionare a produșilor de combustie, pentru modelul arderii radiale și centripete a combustibilului solid specific motoarelor rachetă S-5M și S-5K.
- Sistemul ecuațiilor mișcării generale a rachetei stabilit în teză continuă abordarea instituită de Fl. Moraru (1972); validarea s-a realizat prin comparație cu tabla de tragere TT-74, pentru racheta nedirijată M-21-OF. Modelul extins, cu care se realizează studiul consecințelor privind dinamica zborului rachetei, cuprinde o serie de termeni, adăugați de autor, care se referă la forța Coriolis a produșilor de combustie, relativă la învelișul rachetei, la momentul forței de tracțiune datorat mișcării turbionare a produșilor de combustie din motorul rachetă cu combustibil solid și la momentul Coriolis apărut, de asemenea, în prezența mișcării turbionare a produșilor de ardere.

Rezultatele obținute în cadrul tezei fac obiectul a 19 publicații și comunicări științifice dintre care 4 în reviste cu referenți.