

**Proiect: Technologies for Testing and Validation of the Structure, and Modified Hybrid Rocket Motor for Suborbital Launcher. Acronim STRAC**

**Contract Proiect nr. 35/2012 Finanțat de Bugetul de Stat** - Proiecte de Cercetare-Dezvoltare-Inovare pentru Tehnologie Spațială și Cercetare Avansată - STAR, Proiect CDI, autoritatea contractantă fiind Agenția Spațială Română (ROSA)

**Coordonator:** CO UPB- CCAS - Universitatea POLITEHNICA din Bucuresti– Centrul de Cercetari pentru Aeronautica si Spatiu, **Parteneri:** S.C. STRAERO S.A. – Institutul pentru Calculul si Experimentarea Structurilor Aero-Astronautice si S.C. “Electromecanica Ploiesti” S.A.

**Obiectivul principal** al proiectului este realizarea un lansator suborbital de testare de mici dimensiuni capabil să atingă înălțimi cuprinse între 100 -150 km cu o sarcină utilă de 5-10 kg. Pentru realizarea acestui obiectiv, proiectul trebuie să dezvolte soluții constructive și tehnice pentru: motorul hibrid modificat (MHRM), structura lansatorului suborbital (incluzând și sistemul de separare a treptelor și boosterelor) și pentru sistemul de comanda și navigație (obiective secundare).

STRAERO este implicata în rezolvarea următoarelor sarcini, în conformitate cu experiența sa în domeniul analizei și experimentării structurilor:

- T1. Cerințe și specificații tehnice pentru sarcini statice și dinamice pe structura
- T2. Definirea cerințelor funcționale și de „stress” pentru structura lansatorului
- T3. Modelarea cu elemente finite a structurii (proiectare preliminară) precum și a elementelor critice de structură (proiectare detaliată)
- T4. Instrumentarea lansatorului pentru testarea structurală
- T5. Testarea structură în regim de încărcare quasi-static și de sarcini dinamice. Elaborarea raportului de testare
- T6. Validarea tehnologiei de testare a lansatorului echipat cu MHRM.
- T7. Diseminare: participarea la manifestări tehnico-stiințifice.

Etapele proiectului:

Etapa 1 – Specificații tehnice, încercările de structură definire elemente structura lansator suborbital. Specificații și soluție constructivă MHRM

Etapa 2 – Determinare încărcări aerodinamice, definire cerințe și modelare structura lansator. Elaborare model de calcul, proiectare și execuție MHRM.

Etapa 3 – Stabilire sarcini de calcul , modelare structura, analiza rezultate. Intocmire program de testare , proiectare demonstrator MHRM

Etapa 4 – Montare lansator pe stand si instrumentare. Incercari statice si dinamice, raport experimental.

Diseminare rezultate:

“THERMO-GAS DYNAMIC ANALYSIS OF UPPER-STAGE ROCKET ENGINE NOZZLE”, THE 17th INTERNATIONAL CONFERENCE “SCIENTIFIC RESEARCH AND EDUCATION IN THE AIR FORCE” AFASES 2015, May 28 – 30, 2015, “HENRI COANDĂ” AIR FORCE ACADEMY, Braşov, Romania

„HEAT TRANSFER AND THERMAL STRESS ANALYSIS OF WATER COOLING JACKET FOR ROCKET EXHAUST SYSTEMS”, 1st INTERNATIONAL CONFERENCE SEA-CONF 2015 14-16 May, 2015, Constanta, Romania

„STRUCTURAL TESTING AND VALIDATION OF GUIDED SUBORBITAL LAUNCHER”, 3rd INTERNATIONAL WORKSHOP ON NUMERICAL MODELLING IN AEROSPACE SCIENCES NMAS 2015, 06-07 May 2015, Bucharest, Romania

Încercările la vibrații, cvasi-statice ale rachetei s-au efectuat pe un stand asamblat din dispozitive universale și specifice. S-au folosit mărci tensometrice cu o rezistență de  $120\Omega \pm 35\%$ , cu factor de marcă de 2.04, mărci de compensare termică și accelerometre Bruel&Kjaer 4507B-005. Rezultatele măsurătorilor s-au folosit la determinarea solicitărilor locale ale rachetei și la determinarea naturii și mărimii forțelor ce acționează asupra acesteia.

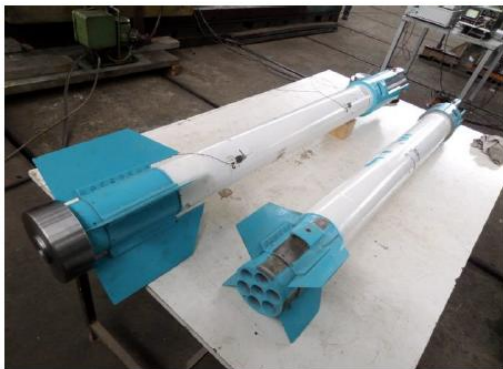


Fig. 1 Poziționarea mărcilor tensometrice montate pe treapta 1



Fig. 2 Treapta 1 marca (detaliu)



Fig. 3 Acceleratorul miniatural Bruel&Kjaer 4507B-005 montat pe sarcina utilă



Fig. 4 Echipamentul de achiziție de date și generare semnal



Fig. 5 Punerea pe poziție a rachetei



Fig. 6 Fixarea rachetei în bancul de probă

Testarea rezistenței rachetei față de forța de împingere a motorului a fost făcută prin metoda de simulare directă, în care verinul exercită o forță setată cu un generator de semnal care simulează forța de împingere a motorului rachetei. Forța de tracțiune  $F$  a fost aplicată pe plan orizontal asupra rachetei de tip SLT, această forță a avut o valoare de 3000N. Testul s-a efectuat prin simularea pe un punct fix a ceea ce va simula pe corpul rachetei. Încercările cvasi-stactice sunt de o importanță deosebită în proiectarea lansatorului suborbital prin determinarea vibrațiilor proprii deoarece în timpul funcționării vor trebui evitate frecvențele apropiate de frecvențele proprii ale rachetei. S-a folosit metoda ciocanului "Impact Hammer Modal Testing", care reproduce un impuls perfect prin cunoașterea duratei contactului care influențează frecvența predominantă. Încercările dinamice s-au realizat pe ansamblul mecanic neechipat și motorul rachetă cu combustibil hibrid neechipat primite de la producător, a fost supus testelor dinamice de rezistență la forțele exercitate de motorul rachetă la lansare. Fig. 7 reprezintă diagrama forței de tracțiune în care se observă variația forței de tracțiune atinge un maxim de 3000N la 0.1s de la aprinderea după care se stabilizează la o valoare de 20500-21500N în intervalul de timp 0.6-1.8s de la aprindere. Pe ultimul interval, 1.8-2s. tracțiunea scade rapid până la 0N. Testarea rezistenței rachetei față de forța de împingere a motorului a fost făcută prin metoda de simulare directă, în care un verin exercită o forță setată cu generatorul de semnal care simulează forța de împingere a motorului rachetei.

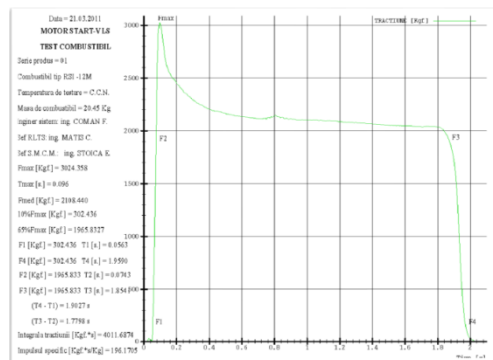


Fig. 7 Diagrama de tracțiune a motoarelor rachetă treapta I și II

Validarea tehnologiei de încercare pentru lansator suborbital echipat.

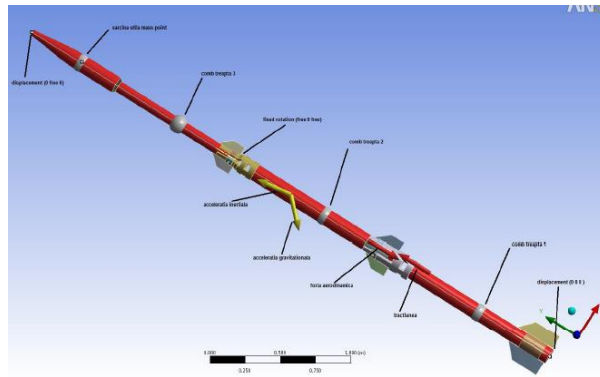


Fig. 8 Vedere de ansamblu lansator

Analiza cu elemente finite s-a realizat pentru analiza structurală a lansatorului suborbital, s-au folosit elemente care permit discretizare structurată pentru acuratețea rezultatelor, folosindu-se elemente Shell181, Solid186 și Solid 187. Îmbinarea componentelor ansamblului s-a realizat prin elemente de contact Conta 174 și Target170, care au permis modelarea cu contact și a alunecării între suprafețele 3D (definite de Target 170) și suprafețele deformabile definite de acest element. Ele sunt dispuse la suprafața solidelor 2D sau a suprafețelor Shell discretizate cu elemente de tip 2 și au aceleași caracteristici cu ale structurii la care sunt conectate.

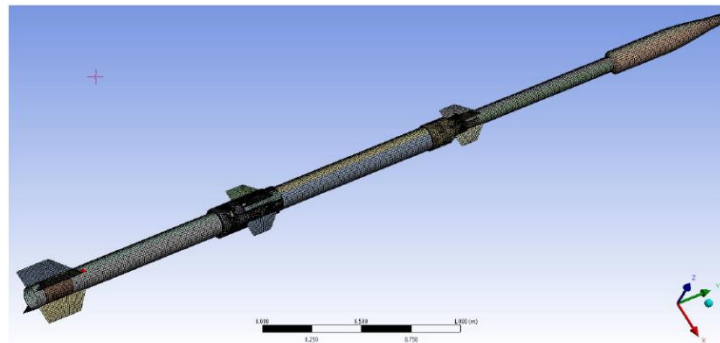


Fig. 9 Discretizarea cu elemente finite a lansatorului. Vedere de ansamblu

Rezultatele obținute în urma analizei cu elemente finite sunt prezentate mai jos.

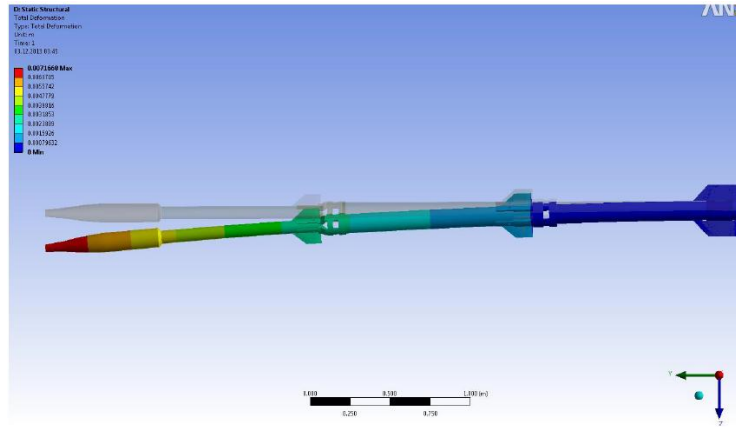


Fig. 10 Săgeata maximă în cazul de discretizare

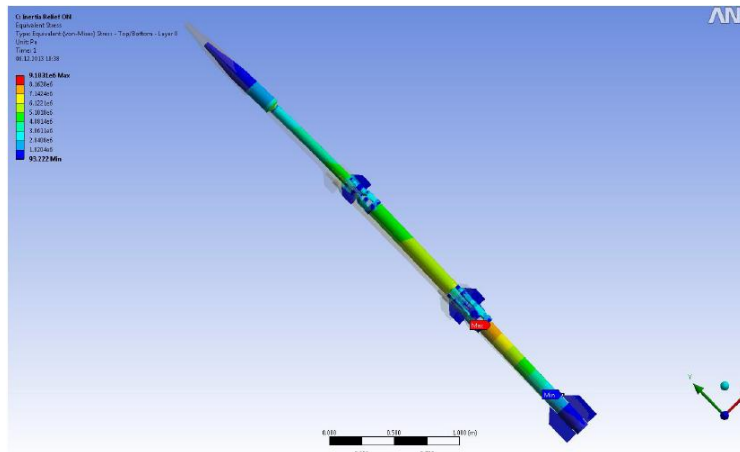


Fig. 11 Tensiuni Von-Mises pentru soluția liniară

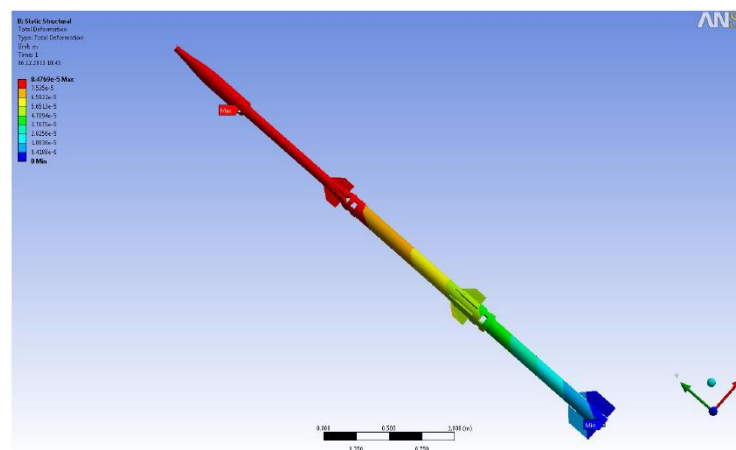


Fig. 12 Deformația totală în soluția statică neliniară