



MINISTERUL EDUCAȚIEI ȘI CERCETĂRII
Universitatea Națională de Știință și Tehnologie
POLITEHNICA București
Școala Doctorală de
Inginerie Industrială și Robotică

Bogdan-Adrian I. NICOLIN

REZUMAT
TEZĂ DE DOCTORAT

**Contribuții privind creșterea
performanțelor trenului anterior
de aterizare al avioanelor militare
de școală și antrenament**

Conducător științific,
Prof. univ. dr. ing. Nicolae IONESCU

- 2024 -



**Universitatea Națională de Știință și Tehnologie
POLITEHNICA București**

Bogdan-Adrian I. NICOLIN

**REZUMAT
TEZĂ DE DOCTORAT**

**Contribuții privind creșterea performanțelor trenului anterior
de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament**

**Contributions to increase the performance of the nose
landing gear of military school and training aircraft**

COMISIA DE DOCTORAT

| | | |
|-----------------------|--|---|
| Președinte | Prof. univ. dr. ing. Liviu-Daniel GHICULESCU | Universitatea Națională de Știință și Tehnologie POLITEHNICA București |
| Conducător științific | Prof. univ. dr. ing. Nicolae IONESCU | |
| Referent | Prof. univ. dr. ing. Cristian-Vasile DOICIN | |
| Referent | Prof. univ. dr. ing. Gheorghe OANCEA | Universitatea Transilvania din Brașov |
| Referent | CS II dr. ing. Adrian Toader | Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială „Elie Carafoli” |

Cuprins

| Cuprins | Teza | Rez. |
|---|-------------|-------------|
| <i>Cuprins</i> | 1 | 1 |
| Lista abrevierilor | 7 | 4 |
| <i>Cuvânt înainte</i> | 5 | 8 |
| Introducere | 6 | 9 |
| Lista figurilor | 11 | - |
| Lista tabelor | 15 | - |
| Partea I. Stadiul actual al cercetărilor privind trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament | | |
| <i>Capitolul 1. Stadiul actual al cercetărilor privind trenul anterior de aterizare</i> | 17 | 10 |
| 1.1. Importanța dezvoltării avioanelor militare de școală și antrenament | 17 | 10 |
| 1.2. Rolul trenului anterior de aterizare | 19 | 10 |
| 1.3. Analiza comparativă a unor soluții de acționare a trenului anterior de aterizare | 24 | 10 |
| 1.3.1. Rolul și importanța sistemului de acționare | 24 | 10 |
| 1.3.2. Conceptul MEA | 26 | - |
| 1.3.3. Acționarea hidraulică a trenului de aterizare | 29 | - |
| 1.3.4. Acționarea electrică a sistemului de viraj | 35 | - |
| <i>Capitolul 2. Proiectarea și omologarea trenului anterior de aterizare</i> | 43 | 11 |
| 2.1. Proiectarea conceptuală | 43 | 11 |
| 2.2. Proiectarea de detaliu | 44 | 11 |
| 2.3. Omologarea trenului anterior de aterizare | 46 | 11 |
| <i>Capitolul 3. Concluzii privind stadiul actual al modelării și proiectării trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament</i> | 49 | 14 |
| Partea a II- a. Contribuții privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament | | |
| <i>Capitolul 4. Direcțiile, obiectivul principal și metodologia de cercetare-dezvoltare a dispozitivului de viraj pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament</i> | 53 | 17 |
| 4.1. Aspecte privind situația aeronavelor militare produse în România | 53 | 17 |

| | | |
|--|-----|----|
| 4.2. Direcții de cercetare | 53 | 17 |
| 4.3. Ipoteze de cercetare | 54 | 18 |
| 4.4. Obiectivul principal al activității de cercetare-dezvoltare | 54 | 18 |
| 4.5. Metodologia de cercetare-dezvoltare | 54 | 18 |
| 4.6. Limitele cercetărilor științifice realizate în cadrul tezei de doctorat | 56 | 20 |
| <i>Capitolul 5. Concepția și proiectarea sistemului de viraj comandat</i> | 57 | 20 |
| 5.1. Proiectarea constructivă a dispozitivului de viraj al trenului anterior | 57 | - |
| 5.2. Stabilirea caracteristicilor tehnice ale dispozitivului de viraj | 59 | - |
| 5.3. Alegerea și integrarea servovalvei în ansamblul dispozitivului de viraj | 60 | - |
| 5.4. Proiectarea cilindrilor hidraulici de acționare | 64 | - |
| 5.5. Proiectarea reperului de tip bară de egală rezistență la încovoiere | 68 | - |
| 5.6. Proiectarea supapelor..... | 70 | - |
| 5.7. Stabilirea rugozității suprafețelor de etanșare | 71 | - |
| 5.8. Proiectarea și stabilirea specificațiilor tehnice ale sistemului de viraj comandat | 73 | 20 |
| <i>Capitolul 6. Contribuții privind proiectarea tehnologiei de montaj a dispozitivului de viraj comandat</i> | 85 | 24 |
| 6. 1. Aspecte generale privind montajul | 85 | 24 |
| 6.2. Proiectarea tehnologiei de montaj a cilindrilor hidraulici de acționare | 85 | - |
| 6.3. Proiectarea tehnologiei de montaj a blocului hidraulic | 92 | - |
| 6.4. Proiectarea tehnologiei de montaj a dispozitivului de viraj comandat | 102 | - |
| 6.5. Concluzii privind montajul dispozitivului de viraj comandat | 104 | 25 |
| <i>Capitolul 7. Contribuții privind calculul unor caracteristici constructiv-funcționale ale trenului de aterizare</i> | 105 | 25 |
| 7.1. Calculul caracteristicilor trenului de aterizare | 105 | 25 |
| 7.2. Alegerea anvelopelor trenului de aterizare | 114 | 27 |
| 7.2.1. Rolul și importanța anvelopelor | 114 | 27 |
| 7.2.2. Selectarea preliminară a anvelopelor pentru aeronave militare | 115 | - |
| 7.2.3. Alegerea anvelopelor trenului anterior de aterizare | 116 | 27 |
| 7.3. Calculul momentului de frecare la viraj | 122 | - |

| | | |
|---|-----|----|
| 7.3.1. Frecarea la viraj | 122 | - |
| 7.3.2. Stabilirea ariei de contact | 122 | - |
| 7.3.3. Determinarea momentului de frecare la viraj prin metoda empirică | 123 | - |
| 7.3.4. Determinarea momentului de frecare la viraj prin metoda analitică | 124 | - |
| 7.3.5. Analiza comparativă a rezultatelor | 126 | - |
| 7.4. Cinematica acționării dispozitivului de viraj | 127 | - |
| 7.5. Metoda de calcul a parametrilor funcționali | 128 | - |
| 7.6. Calculul și prezentarea parametrilor funcționali | 132 | - |
| <i>Capitolul 8. Contribuții privind simularea funcționării dispozitivului de viraj</i> | 139 | 29 |
| 8.1. Aspecte generale | 139 | 29 |
| 8.2. Pregătirea modelelor 3D pentru import în SIMSCAPE | 139 | - |
| 8.2.1. Subansamblele funcționale | 139 | - |
| 8.2.2. Subansamblul fix | 140 | - |
| 8.2.3. Subansamblul rotitor | 141 | - |
| 8.2.4. Subansamblul corp cilindru hidraulic dreapta | 141 | - |
| 8.2.5. Subansamblul tija cu piston și capătul cu articulație sferică dreapta | 142 | - |
| 8.2.6. Subansamblul corp cilindru hidraulic stânga | 142 | - |
| 8.2.7. Subansamblul tija cu piston și capătul cu articulație sferică stânga | 143 | - |
| 8.3. Importul modelelor în SIMSCAPE și simulare cu SIMULINK | 143 | - |
| 8.4. Calculul rezistenței hidraulice a droselelor cilindrilor de acționare la viraj | 149 | - |
| 8.5. Proiectarea programului de simulări | 152 | - |
| 8.6. Prezentarea rezultatelor simulării | 153 | 31 |
| <i>Capitolul 9. Contribuții privind determinarea experimentală a unor caracteristici ale cilindrilor hidraulici pentru acționare la viraj</i> | 155 | 32 |
| 9.1. Scopul cercetărilor experimentale | 155 | 32 |
| 9.2. Concepția și realizarea instalației pentru cercetări experimentale | 156 | 33 |
| 9.3. Proiectarea programului de cercetări experimentale | 161 | - |
| 9.4. Rezultatele cercetării experimentale | 164 | 35 |
| 9.5. Comparație între rezultatele simulării și ale cercetării experimentale | 167 | 38 |

| | | |
|---|-----|----|
| <i>Capitolul 10. Contribuții privind analiza modurilor de defectare a trenurilor anterioare de aterizare și măsuri de reducere a riscurilor</i> | 169 | 39 |
| 10.1. Alegerea metodei de analiză | 169 | 39 |
| 10.2. Descrierea produsului și identificarea elementelor componente | 169 | - |
| 10.3. Identificarea funcțiilor | 171 | - |
| 10.4. Identificarea modurilor potențiale de defectare | 172 | - |
| 10.5. Estimarea frecvenței de apariție a cauzelor de defectare | 172 | - |
| 10.6. Aprecierea severității efectelor | 173 | - |
| 10.7. Aprecierea dificultăților de detectare a defectelor | 174 | - |
| 10.8. Calculul Numărului Prioritar de Risc (RPN) | 175 | 39 |
| 10.9. Stabilirea măsurilor și a acțiunilor corective | 175 | 40 |
| 10.10. Recalcularea Numărului Prioritar de Risc | 176 | 40 |
| 10.11. Metoda FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare | 176 | 41 |
| 10.12. Concluzii privind folosirea metodei FMEA pentru proiectare | 176 | 41 |
| <i>Capitolul 11. Concluzii finale și contribuții principale privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament</i> | 179 | 43 |
| 11.1. Concluzii finale | 179 | 43 |
| 11.2. Contribuții principale privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament..... | 181 | 45 |
| Bibliografie | 185 | 48 |
| <i>Anexa I. Desene de execuție pentru cilindrul hidraulic de acționare supus cercetărilor experimentale</i> | 205 | - |
| <i>Anexa II. Brevete de invenție acordate de OSIM</i> | 219 | - |
| <i>Anexa III. Lista de lucrări publicate</i> | 229 | - |

Lista abrevierilor

| Nr. crt. | Abrevieri | Semnificație / Significanțe |
|----------|-----------|--|
| 1 | AEM | Ethylene acrylic elastomers |
| 2 | AE-N/AG | Semnal de alimentare electrică normală de la sursa electrică a avionului |
| 3 | AIDC | Automatic Identification and Data Capture |
| 4 | AJT | Advanced Jet Trainer |

| | | |
|----|---------------|--|
| 5 | AH | Analytical Hierarchy |
| 6 | AMS | American Material Standard |
| 7 | AMT | Aviation Maintenance Technology |
| 8 | ANTISKID | The brakes, which employ a special computerized antiskid mechanism (Frânele, care folosesc un mecanism antiskid special computerizat) |
| 9 | APU | Auxiliary Power Unit |
| 10 | ARP | Aerospace Recommended Practice (NASA) |
| 11 | ASTM | American Society for Testing and Materials |
| 12 | BDI | Baze de date internaționale |
| 13 | BED | Bloc electronic de comandă și control al virajului |
| 14 | BUS | BUS este un sistem de comunicație care transferă date între componentele din interiorul unui computer sau între computere |
| 15 | C-2P | Comutator cu două poziții pentru selectarea cazului NORMAL de viraj sau de ROATĂ LIBERĂ |
| 16 | CAD | Computer Aided Design |
| 17 | CAE | Computer Aided Engineering |
| 18 | CAM | Computer Aided Manufacturing |
| 19 | CAx | Computeri-aided technologies |
| 20 | CBI | Cerere de Brevet de Invenție |
| 21 | CFD | Computerized Fluid Dynamics |
| 22 | CGa | Poziția limita anterioara a Centrului de Greutate al aeronavei |
| 23 | CGp | Poziția limita posterioara a Centrului de Greutate al aeronavei |
| 24 | CPM | Core Process Module |
| 25 | DN | Trenul de aterizare este destins / scos (EXTENDED). |
| 26 | DOT4 | Lichid de frână |
| 27 | DRESS | Distributed and Redundant Electro-mechanical nose wheel Steering System |
| 28 | EASA | European Aviation and Safety Agency |
| 29 | ECS | Environmental Control System |
| 30 | ED-004-3/2-NI | Electrodistribuitor cu trei căi și două poziții care comută din poziția funcțională I (NORMAL ÎNCHIS), în poziția funcțională II (DESCHIS) |
| 31 | EDA | European Defence Agency |
| 32 | EDSTAR | European Standards Reference System |
| 33 | EHA | Electro Hydrostatic Actuation |
| 34 | EMACC | European Military Airworthiness Certification Criteria |
| 35 | EMAR | European Military Airworthiness Requirement |
| 36 | EMCU | Electric Motor Control Unit |

| | | |
|----|--------------|--|
| 37 | EMJAAO | European Military Joint Airworthiness Authorities Organisation |
| 38 | EPDM | Ethylene propylene diene monomer |
| 39 | FAA | Federal Aviation Administration (USA) |
| 40 | FAM-B | Fuel commonly employed in Europe to test polymers that will be in contact with fuel |
| 41 | FCS | Flight Control Systems |
| 42 | FH | Flight Hours |
| 43 | FKM | Fluoro rubber material |
| 44 | FMECA | Failure Mode, Effects and Criticality Analysis |
| 45 | FOD | Foreign Object Damage |
| 46 | FTA | Fault Tree Analysis |
| 47 | FVMQ | Fluorosilicone rubber |
| 48 | GTB | Greater The Better |
| 49 | H_{∞} | Metodele H_{∞} sunt utilizate în teoria controlului pentru a sintetiza controlere pentru a obține o stabilizare cu performanță garantată. Pentru a utiliza metodele H_{∞} , un proiectant de control exprimă problema de control ca o problemă de optimizare matematică și apoi găsește controlerul care rezolvă această optimizare. |
| 50 | HNBR | Hydrogenated Nitrile Butadiene Rubber |
| 51 | HOQ | House of Quality |
| 52 | Hp | High pressure / presiune ridicată - TUR |
| 53 | HVOF | High-Velocity Oxygen Fuel |
| 54 | INCAS | Institutul Național de Cercetare Dezvoltare Aerospațială Elie Carafoli, București |
| 55 | IRM | Standard Practice for Rubber |
| 56 | KBE | Knowledge Based Engineering |
| 57 | LGS | Landing Gear Systems |
| 58 | LIFT | Lead-in-Fighter Trainer |
| 59 | LOF | Lift-off |
| 60 | Lp | Low pressure / presiune scăzută - RETUR |
| 61 | LSI | Large Scale Integrated |
| 62 | LSS | Life Support System |
| 63 | MAA | Military Aviation Authority |
| 64 | MAWA | Military Airworthiness Authorities |
| 65 | MCE | Motor Control Equipment |
| 66 | MC-SH-N/LP | Manocontactor care emite semnal de alimentare normală cu energie hidraulică de la sistemul hidraulic al aeronavei |
| 67 | MEA | More Electric Aircraft |

| | | |
|----|----------|--|
| 68 | MFV | Multi-Functional Valves |
| 69 | MIL | Military standard |
| 70 | MI-TA-C | Semnal de AVION PE SOL de la micro întrerupătorul trenului anterior |
| 71 | MI-TPD-C | Semnal de AVION PE SOL de la micro întrerupătorul trenului principal dreapta |
| 72 | MI-TPS-C | Semnal de AVION PE SOL de la micro întrerupătorul trenului principal stânga |
| 73 | MPH | Miles Per Hour |
| 74 | MTBF | Mean Time Between Failures |
| 75 | MTTR | Mean Time To Repair |
| 76 | N/A | Not applicable (Nu se aplică) |
| 77 | NA | Norma pentru aviație (România) |
| 78 | NAS | National Aerospace Standards (USA) |
| 79 | NASA | National Aeronautics and Space Administration (USA) |
| 80 | NLG | Nose Landing Gear (Trenul anterior de aterizare) |
| 81 | NMAA | National Military Aviation Authority |
| 82 | NTB | Nominal The Better |
| 83 | OEM | Original Equipment Manufacturer |
| 84 | OSIM | Oficiul de Stat pentru Invenții și Mărci |
| 85 | psi | Pounds per Square Inch |
| 86 | RDC | Remote Data Concentrator |
| 87 | RFID | Radio-Frequency Identification |
| 88 | SAE | Society of Automotive Engineers |
| 89 | TA | Trenul anterior de aterizare (Nose Landing Gear) |
| 90 | TC-P | Traductor de comandă care măsoară unghiul de rotație al axului palonierului |
| 91 | TC-RA | Traductorul care măsoară unghiul de viraj executat de ansamblul mobil al trenului anterior |
| 92 | TP | Trenul principal de aterizare (Main Landing Gear) |
| 93 | TTP | Time-Triggered Protocol |
| 94 | TVR-RA | Traductor de viteză reală de deplasare, instalat la roata trenului anterior de aterizare |
| 95 | UP | Trenul de aterizare este retras (RETRACTED) |
| 96 | USAF | United States Air Force |
| 97 | VLE | Viteza maximă la care se poate zbura cu trenul de aterizare extins |
| 98 | VLO | Viteza aerului la care trenul de aterizare poate fi operat în siguranță: extindere sau retragere |

Cuvânt înainte

Cercetarea-dezvoltarea privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament marchează direcțiile și motivația studiilor doctorale, prezentate în această teză de doctorat.

Programul de doctorat a fost format din concepția, prezentarea, susținerea examenelor și a rapoartelor științifice, detalierea studiului, propunerea și depunerea la OSIM a zece cereri de brevete de invenție, toate aprobate de OSIM cu acordarea brevetelor, realizarea și publicarea a optsprezece lucrări științifice prezentate la sesiuni de comunicări științifice internaționale, realizarea și publicarea unui capitol, în limba engleză, publicat la editura IntechOpen din Anglia, precum și elaborarea prezentei teze de doctorat care tratează creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament.

Cu ocazia finalizării tezei de doctorat adresez sincere mulțumiri conducătorului de doctorat, Prof. univ. dr. ing. Nicolae IONESCU, POLITEHNICA București, pentru implicare, îndrumare de specialitate și sprijin constant în pregătirea acestei teze de doctorat. Sugestiile și comentariile sale constructive, precum și comunicarea au oferit o contribuție importantă la finalizarea acestei lucrări.

Exprim profunde mulțumiri Prof. univ. dr. ing. Cristian DOICIN, Prof. univ. dr. ing. Liviu-Daniel GHICULESCU, Prof. univ. dr. ing. Constantin Gheorghe OPRAN, Prof. univ. dr. ing. Tom SAVU și Conf. univ. dr. ing. Ovidiu ALUPEI, de la POLITEHNICA București și CS II dr. ing. Adrian Toader de la Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială "Elie Carafoli" - I.N.C.A.S. București, pentru comentarii și propuneri, în cadrul comisiilor de evaluare științifică, pentru examene și rapoarte de doctorat, precum și la prezentarea tezei de doctorat în comisia de îndrumare. Mulțumesc dlui ing. Dumitru SANDA de Uzina mecanică Plopeni pentru sprijinul acordat la fabricarea cilindrului hidraulic de acționare, care a fost supus cercetărilor experimentale.

Adresez sinceră recunoștință, de asemenea, Școlii doctorale de Inginerie Industrială și Robotică, precum și întregii echipe de organizare din cadrul Universității Naționale de Știință și Tehnologie POLITEHNICA București.

Exprim mulțumiri familiei mele care m-a susținut constat pe toată perioada de pregătire, prezentare și susținere a examenelor, a rapoartelor științifice, de aprofundare a studiului și pentru elaborarea prezentei teze de doctorat.

Prin prezenta, subliniez că am realizat această teză de doctorat prin activitatea mea directă de analiză și dezvoltare, bazată pe resurse științifice de referință, în mediul colaborativ al Școlii doctorale de Inginerie Industrială și Robotică și în cel de la Institutul Național de Cercetare-Dezvoltare Aerospațială "Elie Carafoli" - I.N.C.A.S. București.

Bogdan-Adrian I. NICOLIN

Introducere

Tema tezei de doctorat „*Contribuții privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament*” este una foarte importantă, deoarece, până în prezent, virajul comandat nu a fost implementat la nicio aeronavă militară proiectată în România.

Trenul de aterizare al unei aeronave este un sistem de susținere și de rulare în timpul operațiunilor de taxiing, de decolare și de aterizare. Fiecare tren de aterizare este dotat cu amortizoare de șoc care absorb și disipează energia impactului de aterizare sau din timpul rulării pe pistă, cu scopul de a diminua solicitările transmise către structura aeronavei. Trenul principal de aterizare este dotat cu un sistem de frânare a roților sale, iar trenul anterior de aterizare conferă aeronavei capacitatea de viraj la sol cu ajutorul unui dispozitiv de viraj al roții trenului anterior. Trenul de aterizare suportă întreaga masă a aeronavei și asigură rularea pe pistă la decolare, aterizare și în timpul operațiunilor de taxiing. Pentru a minimiza rezistența aerodinamică a aeronavei în timpul zborului, trenul de aterizare al aeronavelor militare este întotdeauna retractabil.

Virajul comandat este foarte important în toate manevrele de la sol ale aeronavelor militare, deoarece facilitează deplasarea acestora la decolare și după aterizare, inclusiv la parcare în aer liber sau în hangarele acoperite. În plus, virajul comandat permite economisirea de carburant în toate manevrele de la sol ale aeronavelor militare.

Din motivele menționate mai sus, cercetarea s-a concentrat asupra celor mai noi metode de proiectare, a celor mai noi materiale și asupra unui sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare.

* * *

Teza de doctorat este structurată pe două părți, având în total 11 capitole. În prima parte a tezei de doctorat se prezintă: stadiul actual al cercetărilor privind trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament; elemente privind modelarea și proiectarea trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament și concluzii referitoare la stadiul actual al modelării și proiectării trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament. În partea a doua se prezintă contribuțiile privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament, respectiv: direcțiile, obiectivul principal și metodologia de cercetare-dezvoltare a dispozitivului de viraj pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament; concepția servomecanismului de comandă a virajului; tehnologia de montaj a dispozitivului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare; calculul parametrilor funcționali ai dispozitivului de viraj; cercetarea experimentală a cilindrului hidraulic de acționare la viraj; simularea funcționării dispozitivului de viraj; analiza modurilor de defectare a trenurilor anterioare de aterizare și măsuri de reducere a riscurilor.

În ultimul capitol al tezei sunt sintetizate concluziile finale și contribuțiile principale privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament.

Teza de doctorat se încheie cu lista bibliografică folosită de autor, care include optsprezece lucrări științifice publicate și zece Brevete de invenție acordate de OSIM.

Capitolul 1. Stadiul actual al cercetărilor privind trenul anterior de aterizare

1.1. Importanța dezvoltării avioanelor militare de școală și antrenament

Piloții Armatei Române folosesc în prezent aeronave F-16 și vor avea în viitorul apropiat și aeronave F-35. Ambele modele de aeronave de luptă beneficiază de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare. De aceea este foarte important ca și aeronava de școală și antrenament de fabricație românească IAR99 NG să aibă aceasta dotare, astfel încât piloții care se instruiesc pe aceasta să fie obișnuiți cu acest sistem atunci când pilotează noile aeronave comune cu celelalte țări NATO, adică F-16 și F-35.

În plus, având în vedere conflictul declanșat de către Federația Rusă prin invadarea Ucrainei, conflict care se desfășoară foarte aproape de granițele României, se poate aprecia că orice îmbunătățire adusă aeronavelor militare ale Armatei Române este de un mare avantaj.

1.2. Rolul trenului anterior de aterizare

Trenul de aterizare este unul dintre subsistemele critice ale unei aeronave, deoarece de acesta depinde siguranța întregii aeronave și a echipajului uman de la bordul acesteia în timpul operațiunilor de decolare, de aterizare și de rulare cu viteza redusă pe pistă (TAXIING). Scopul trenului de aterizare la o aeronavă este de a oferi un sistem de susținere și de rulare în timpul operațiunilor de taxiing, de decolare și de aterizare și este conceput pentru a absorbi și disipa energia cinetică a impactului de aterizare, reducând astfel solicitările de impact transmise către structura aeronavei. Trenul de aterizare facilitează, de asemenea, frânarea aeronavei folosind un sistem de frânare a roților trenului principal de aterizare și asigură controlul direcțional al aeronavei la sol cu ajutorul unui dispozitiv de viraj al roții trenului anterior de aterizare atunci când aeronava este pe sol și are viteze de deplasare reduse. La toate aeronavele militare trenul de aterizare este conceput retractabil pentru a minimiza rezistența aerodinamică a aeronavei în timpul zborului de croazieră.

1.3. Analiza comparativă a unor soluții de acționare a trenului anterior de aterizare

1.3.1. Rolul și importanța sistemului de acționare

Aeronavele militare de școală și antrenament din dotarea armatei României (IAR 99) și aeronavele de luptă (IAR 93) nu sunt dotate cu un sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare, dar alte aeronave militare produse în țări străine au sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare.

Scopul acestei lucrări este acela de a defini un nou concept și sistem de viraj a roții trenului anterior de aterizare al aeronavelor militare de școală și antrenament existente cât și pentru o nouă generație de aeronave militare de școală și antrenament care urmează să fie proiectată la Institutul Național de Cercetare - Dezvoltare Aerospațială "Elie Carafoli" – INCAS București, numit IAR 99NG (New Generation).

Capitolul 2. Proiectarea și omologarea trenului anterior de aterizare

2.1. Proiectarea conceptuală

Procesul de proiectare și de integrare a trenului anterior de aterizare în structura aeronavei militare necesită cunoștințele din mai multe discipline ingineresti, precum structura aeronavelor, dinamică, cinematică, mecanica fluidelor etc. Geometria, cerințele misiunii și cerințele operaționale ale aeronavei guvernează configurația trenului de aterizare al unei aeronave militare [B04, D12, H02, L10].

Proiectarea conceptuală a trenului anterior de aterizare al unei aeronave militare începe cu calculul preliminar al sarcinilor statice și dinamice care acționează asupra trenului de aterizare și se bazează pe următoarele activități:

- Alegerea numărului de roți [B04, H02, L10];
- Alegerea dimensiunilor anvelopelor din cataloagele producătorilor [B04, H02, L10];
- Stabilirea tipului amortizoarelor de șoc [B04, H02, L10];
- Poziționarea trenului de aterizare [B04, H02, L10];
- Modul de extindere / retragere [B04, D03, H02, J02, L10, W08];
- Dimensionarea locașului pentru trenul de aterizare retras în fuselaj [B04, H02, L10];
- Configurarea trapelor de deschidere / închidere a locașului trenului din fuselaj [B04, H02, L10].

2.2. Proiectarea de detaliu

În această fază se realizează proiectarea detaliată a tuturor componentelor trenului de aterizare și se definește un tren de aterizare compatibil cu celelalte sisteme ale aeronavei militare. Calculul sarcinilor statice și dinamice [S17, W03] care acționează asupra trenului de aterizare este actualizat și se trece la selectarea materialelor și la dimensionarea tuturor reperelor trenului de aterizare.

În această etapă este dezvoltată o machetă digitală a trenului de aterizare, care este de fapt prototipul 3D al trenului de aterizare în baza căruia se realizează desenele de execuție ale reperelor componente, ale subsansamblelor și ansamblului trenului de aterizare [A03, A04, A07, A08, A09, B10, C02, C03, D04, D06, D13, E02, E03, F03, G06, G08, H01, H05, H06, J05, K01, K02, K04, K05, M07, R01, R09, R10, R11, S03, S05, S10, S12, S13, S15, U01, W03, Z06].

2.3. Omologarea trenului anterior de aterizare

Fiabilitatea reperelor și trenurilor de aterizare este asigurată prin cerințe stricte de asigurare a calității și prin trasabilitatea procesului de fabricație a tuturor reperelor din clasa I (repere solicitate, de importanță vitală pentru aeronavă, a căror scoatere din funcțiune în zbor, la decolare sau la aterizare

poate produce distrugerea structurii, pierderea controlului asupra aeronavei sau vătămarea personalului de la bord), conform NA 19500 [N29].

Pentru omologarea trenului de aterizare pentru o aeronavă militară se fabrică trei exemplare de tren anterior de aterizare care sunt supuse încercărilor pentru omologare, așa cum se prezintă în figura 2.1:

- Exemplarul 1 este încercat la șocuri operaționale și siguranță în caz de accident, Categoria B (testul de șoc operațional verifică dacă trenul de aterizare va continua să funcționeze conform standardelor de performanță după expunerea la șocuri în timpul operațiunilor normale ale aeronavei, în timpul rulării, aterizării sau când aeronava întâlnește în zbor rafale bruște de vânt) [I03, M10, R13];
- Exemplarul 2 este supus încercărilor de duranță, adică 10000 cicluri de solicitare cu sarcina echivalentă cu forța normală de impact la aterizare și trebuie să reziste fără rupturi sau deformații permanente;
- Exemplarul 3 este supus unei serii de încercări specificate mai jos.

Cu excepția cazului în care se specifică altfel, toate încercările trebuie efectuate în următoarele condiții de mediu ambiant [I03, M10, R13]:

- Temperatura: +15°C până la +35°C [I03, M10, R13];
- Umiditatea relativă: maximum 85% [I03, M10, R13];
- Presiunea ambiantă: 107 kPa până la 84 kPa (echivalent cu o altitudine de la -460 m până la +1525 m) [I03, M10, R13].

Dacă testele sunt efectuate în condiții ambientale care diferă de valorile specificate mai sus, condițiile reale în care s-au desfășurat testele vor fi înregistrate [I03, M10, R13].

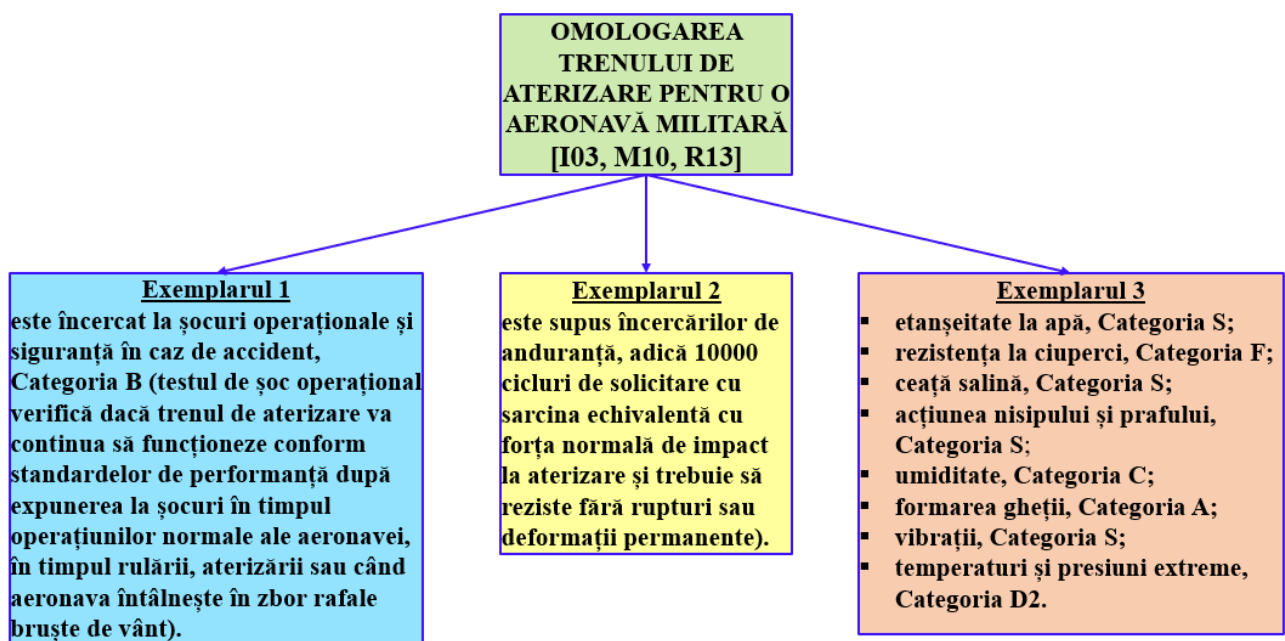


Fig. 2.1. Omologarea trenului de aterizare pentru o aeronavă militară

Exemplarul 3 este supus unei serii de încercări, în ordinea specificată mai jos [I03, M10, R13]:

- la etanșeitate la apă, Categoria S (acest test determină dacă trenul de aterizare poate rezista efectelor apei lichide pulverizate, căderii apei asupra trenului de aterizare sau a efectelor apei condensate) [I03, M10, R13];
- rezistența la ciuperci, Categoria F (acest test determină dacă materialele trenului de aterizare sunt afectate negativ de ciuperci în condiții favorabile dezvoltării lor: umiditate ridicată, atmosferă caldă și prezența sărurilor anorganice) [I03, M10, R13];
- la ceață salină, Categoria S (acest test determină efectele expunerii prelungite la o atmosferă sărată sau la ceață sărată în condiții normale de exploatare asupra trenului de aterizare) [I03, M10, R13];
- la acțiunea nisipului și prafului, Categoria S (acest test determină rezistența trenului de aterizare la efectele suflării nisipului și prafului aflate în aer, la viteze moderate) [I03, M10, R13];
- la umiditate, Categoria C (acest test determină capacitatea trenului de aterizare de a rezista la atmosfere naturale umede sau provocate) [I03, M10, R13];
- la formarea gheții, Categoria A (trenul de aterizare este montat în exterior sau în zonele aeronavei cu temperatură necontrolată, unde se poate forma gheață sau îngheț din cauza condensului) [I03, M10, R13];
- la vibrații, Categoria S (aceste teste demonstrează că trenul de aterizare respectă standardele aplicabile de performanță, inclusiv cerințele de durabilitate, atunci când este supus la nivelurile de vibrații specificate) [I03, M10, R13];
- la șocuri operaționale și siguranță în caz de accident, Categoria B (testul de șoc operațional verifică dacă trenul de aterizare va continua să funcționeze conform standardelor de performanță după expunerea la șocuri în timpul operațiunilor normale ale aeronavei, în timpul rulării, aterizării sau când aeronava întâlnește în zbor rafale bruște de vânt) [I03, M10, R13];
- la temperaturi și presiuni extreme, Categoria D2 (temperaturi de la -55°C până la $+70^{\circ}\text{C}$, presiunea ambientală: 11,6 kPa (echivalent cu o altitudine de 15240 m), respectiv 101,32 kPa (echivalent cu o altitudine de 0 m) [I03, M10, R13].

Trenul anterior de aterizare se consideră omologat, dacă cele trei exemplare au trecut toate condițiile din încercările la care au fost supuse. Cele trei exemplare de tren de aterizare care au fost supuse procesului de omologare se păstrează minimum 2 ani la unitatea tehnico-economică care a efectuat testele de omologare. După omologare trenul anterior de aterizare poate fi fabricat în serie și poate fi montat pe aeronava pentru care a fost proiectat.

Capitolul 3. Concluzii privind stadiul actual al modelării și proiectării trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament

Din analiza stadiului actual al cercetărilor privind trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament, se desprind concluzii importante pe baza cărora se stabilesc obiectivele și direcțiile de cercetare detaliate în capitolul 4. Studiul literaturii de specialitate demonstrează existența unui număr relativ mare de lucrări științifice care abordează multiple aspecte legate de construcția și funcționarea trenurilor de aterizare în general și trenului anterior de aterizare în particular, pentru avioanele civile, avioanele militare de luptă și avioanele militare de școală și antrenament. Trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament abordat în teza de doctorat este un sistem complex considerat a fi critic pentru funcționarea aeronavei care, pentru a-și îndeplini funcțiile, trebuie să răspundă unui număr mare de cerințe dintre care cele mai importante se consideră a fi: să fie retractabil, să fie robust, să aibă suficientă rezistență pentru a prelua sarcinile la aterizare, să amortizeze șocurile, să aibă o greutate cât mai mică, să reziste la variații mari de temperatură, să permită amortizarea vibrațiilor shimmy, să poată fi blocat în pozițiile extreme etc.

Frânarea diferențiată stânga-dreapta și/sau accelerarea diferențiată a motoarelor stânga-dreapta sunt utilizate pe multe aeronave, inclusiv pe aeronavele militare de școală și antrenament de producție românească, dar acestea sunt caracterizate de precizie mică, consum suplimentar de combustibil și dau rezultate satisfăcătoare doar atunci când aeronava are o viteză de deplasare mică.

Montarea pe trenul anterior de aterizare a unui sistem de viraj comandat complică soluția constructivă și impune adaptări structurale și cuplarea la sistemul hidraulic al aeronavei, dar orice soluție constructivă adoptată trebuie să păstreze robustețea trenului și, în general, să respecte cerințele mai sus menționate.

Studiul literaturii de specialitate a demonstrat că există mai multe tendințe privind construcția trenurilor de aterizare dintre care cele mai importante sunt: tendința de creștere a rolului acționării electrice (conceptul MEA), atașarea de motoare electrice la trenurile principale de aterizare, dezvoltarea unor acționări hidraulice, utilizarea de acționări electrohidrostatice (EHA), utilizarea de senzori și actuatori etc. Deși în literatură aceste probleme legate de construcția trenurilor de aterizare sunt cercetate pe larg, o serie de aspecte specifice privind construcția efectivă a sistemelor de viraj comandat (soluții constructive, rezistența hidraulică, relația roată liberă-roată comandată, corelarea vitezei de deplasare cu unghiul de viraj, comportarea sistemului într-un ciclu complet al avionului taxiing → rulare pe pista → decolare → zbor → aterizare → rulare pe pista → taxiing) sunt mai puțin abordate.

Astfel, sintetizând studiul privind stadiul actual al cercetărilor privind trenurile de aterizare în general și trenul anterior de aterizare în particular, realizat în capitolele 1 și 2, pot fi formulate mai multe concluzii, dintre care cele mai importante se consideră cele ce urmează:

- Trenul de aterizare al unei aeronave este compus din trenul anterior de aterizare și din două trenuri principale de aterizare. Trenul de aterizare este un sistem complex compus din elemente structurale, mecanisme, componente hidraulice, componente electrice, componente de absorbție și de disipare a energiei de impact, dispozitive împotriva oscilațiilor shimmy și roți cu anvelope.
- Componentele suplimentare atașate care funcționează corelat cu trenul de aterizare pot include sistemul de viraj a roții trenului anterior de aterizare, frâne la trenul principal de aterizare și mecanisme electro-mecano-hidraulice de extindere / retragere și de blocare a trenului de aterizare în pozițiile extins / retras și senzori de poziție care semnalizează poziția extins / retras a trenului în cabina piloților.
- Trenul de aterizare include numeroase reperi și subansamble componente, iar elementele structurale susțin solicitările foarte mari la impactul de la aterizare. Trenul de aterizare trebuie să reziste sub greutatea aeronavei în toate fazele de staționare, decolare, aterizare și de taxiing.
- Structura aeronavei adiacentă trenului de aterizare se proiectează împreună cu acesta, deoarece trebuie să ofere punctele de fixare pentru tren, pentru mecanismele de extindere / retragere a trenului, pentru mecanismele de blocare în pozițiile extins / retras și senzori de poziție care semnalizează poziția extins / retras a trenului în cabina piloților.
- Materialele utilizate pentru realizarea componentelor trenului de aterizare trebuie să aibă rezistență înaltă pentru a susține greutatea aeronavei la decolare, atunci când aeronava militară are o încărcătură completă de combustibil, echipaj, armament și muniție, precum și solicitările de impact la aterizare.
- Materialele pentru trenul de aterizare trebuie să aibă o rezistență bună la oboseală, iar acoperirile de protecție să reziste la frecarea cu particulele abrazive din aer. Cele mai utilizate materiale sunt oțelurile aliate de înaltă rezistență și aliajele de titan.
- Aeronavele militare au, în general, tren de aterizare de tip triciclu. Trenul anterior de aterizare este plasat în fața aeronavei, iar trenul principal de aterizare este plasat sub aripile aeronavei. Dacă aeronavele militare sunt folosite pe terenuri acoperite cu zăpadă, atunci trenul de aterizare este menținut extins pe toată durata misiunii, iar sub roți se fixează schiuri.
- Trenul de aterizare, piesele și subansamblele componente care sunt puternic solicitate fac parte din clasa I conform NA 19500, adică piese sau subansamble de importanță vitală pentru aeronavă, a căror scoatere din funcțiune în zbor, la decolare sau la aterizare pot produce distrugerea structurii aeronavei, pierderea controlului asupra aeronavei sau vătămarea personalului de la bord.
- Trenul de aterizare oferă un sistem de susținere și de rulare pentru aeronavă în timpul staționării, decolării, aterizării și pentru taxiing pe căile de rulare.
- Proiectanții de trenuri de aterizare folosesc instrumente software moderne de proiectare și analiză care permit scurtarea duratei de proiectare și îndeplinirea specificațiilor din caietele de sarcini.

- Producătorii de trenuri de aterizare realizează cercetări teoretice și experimentale pentru înglobarea conceptului MEA - More Electric Aircraft, pentru reducerea drastică a poluării în timpul fabricației și în timpul exploatării aeronavelor, dar până în prezent, rezultatele cercetărilor sunt folosite doar la aeronavele comerciale de mari dimensiuni, deoarece este necesară sporirea surselor de energie electrică la bordul aeronavelor și răcirea suplimentară a componentelor MEA.
- O soluție tehnică care îmbină soluțiile electrice cu cele hidraulice este acționarea electrohidrostatică EHA (Electro Hydrostatic Actuation) care înglobează motoare electrice, pompe hidraulice și actuatore specializate, guvernate cu un controler comun și cu un sistem software propriu. Pachetul EHA are avantajul că nu are nevoie de conducte hidraulice și poate fi instalat chiar lângă obiectul acționat.
- Niciuna dintre aeronavele militare ale armatei române (IAR 93 și IAR 99, ambele proiectate la INCAS București) nu are sistem pentru virajul comandat al roții trenului anterior de aterizare. La viteze de deplasare reduse, aceste aeronave pot vira prin frânarea diferențiată stânga-dreapta. În zbor, aceste aeronave schimbă direcția de zbor prin rotirea suprafeței de comandă numită „direcție” montată în ampenajul vertical al aeronavelor prin apăsarea pedalelor direcției din cabina piloților.
- Lipsa sistemului de viraj comandat, adică regimul actual de „roată liberă”, înseamnă un consum mai mare de combustibil pentru efectuarea virajelor, virajele nu sunt foarte exacte și este necesară instalarea dispozitivelor împotriva oscilațiilor shimmy.
- Armata română a achiziționat aeronave de luptă F16 și în viitorul apropiat va cumpăra aeronave de luptă F35. Aceste aeronave au sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare.
- Pentru instruirea piloților militari, este necesar un sistem de viraj comandat la aeronava existentă de școală și antrenament IAR 99, precum și la viitoarea aeronavă de școală și antrenament IAR 99NG, ambele proiectate la INCAS București.
- Proiectarea trenului anterior de aterizare se face în două etape distincte: proiectarea conceptuală în care datele tehnice despre aeronavă nu sunt cunoscute complet și proiectarea de detaliu în care se stabilesc toate datele tehnice și este furnizată documentația de execuție pentru trenul anterior de aterizare
- După proiectare și realizarea prototipului, trenul anterior de aterizare este supus unei proceduri speciale de omologare, prin care se fabrică trei exemplare ale produsului care sunt supuse încercărilor de omologare.
- Trenul anterior de aterizare se consideră omologat, dacă cele trei exemplare au trecut toate condițiile din încercările la care au fost supuse, iar trenul de aterizare poate fi fabricat în serie și poate fi montat pe aeronava pentru care a fost proiectat.
- Partea cea mai importantă a trenului anterior de aterizare cu roată comandată o constituie sistemul de acționare a virajului comandat, iar ca parte componentă a acestui sistem, cel mai important subsistem este dispozitivul de viraj comandat.

Capitolul 4. Direcțiile, obiectivul principal și metodologia de cercetare-dezvoltare a trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament

4.1. Aspecte privind situația aeronavelor militare produse în România

În baza concluziilor rezultate din analiza stadiului actual, se apreciază ca fiind de actualitate următoarele aspecte referitoare la situația aeronavelor produse în România cu privire la creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament:

- Armata română în calitate de membru al alianței NATO a achiziționat aeronave de luptă F16 și, în viitorul apropiat, va cumpăra aeronave de luptă F35. Aceste aeronave au sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare și, prin urmare, se impune ca aeronavele militare de școală și antrenament care vor fi proiectate și realizate în România să fie dotate cu un sistem similar de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare;
- Niciuna dintre aeronavele militare ale armatei române (IAR 93 și IAR 99, proiectate înainte de 1989 la INCAS București) nu are sistem pentru virajul comandat al roții trenului anterior de aterizare; la viteze de deplasare reduse, aceste aeronave pot vira prin frânarea diferențiată stânga-dreapta, dar virajul nu este exact și implică un consum mai mare de combustibil;
- Pentru instruirea piloților militari, este necesar un sistem de viraj comandat atât pentru aeronava existentă IAR 99, dar mai ales pentru viitoarea aeronavă de școală și antrenament IAR 99NG, care va fi proiectată la INCAS București;
- Având în vedere conflictul declanșat de către Federația Rusă prin invadarea Ucrainei, conflict care se desfășoară foarte aproape de granițele României, orice îmbunătățire adusă aeronavelor militare existente (IAR 99) și a aeronavelor viitoare (IAR 99NG) ale armatei române reprezintă un mare avantaj ca acestea să fie dotate cu sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare.

4.2. Direcții de cercetare

Analiza realizată în primele trei capitole cu privire la stadiul actual al cercetărilor și dezvoltărilor trenurilor de aterizare ale avioanelor militare de școală și antrenament permite formularea direcțiilor de cercetare în cadrul tezei de doctorat, astfel:

- Stabilirea principalelor subsisteme ale trenurilor anterioare de aterizare ale avioanelor militare de școală și antrenament.
- Realizarea de cercetări teoretice și experimentale privind proiectarea și încercarea experimentală a celor mai importante subsisteme ale trenurilor anterioare de aterizare ale avioanelor militare de școală și antrenament fabricate în România.
- Dimensionarea elementelor componente ale trenurilor anterioare de aterizare ale avioanelor militare de școală și antrenament.

- Proiectarea de detaliu și experimentarea celei mai importante părți a trenului anterior de aterizare cu roată comandată, respectiv a sistemului de acționare a virajului comandat și, în cadrul acestuia, a celui mai important subsistem care este dispozitivul de viraj comandat.
- Determinarea condițiilor de stabilitate la viraj în funcție de viteza de rulare pe pistă a aeronavei.

4.3. Ipoteze de cercetare

Ipotezele de cercetare se bazează pe dezvoltarea în continuare a avionului de școală și antrenament IAR 99 și pe lansarea în fabricație a aeronavei IAR 99NG în viitorul apropiat.

4.4. Obiectivul principal al activității de cercetare-dezvoltare

Având în vedere concluziile desprinse din analiza stadiului actuali, precum și direcțiile de cercetare-dezvoltare privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament, se stabilește ca **obiectiv principal al activității de doctorat: Reproiectarea trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament fabricate în România, având ca element central cercetarea-dezvoltarea unui sistem de viraj comandat, în scopul creșterii performanțelor trenului și creării unor condiții mai bune pentru antrenarea piloților militari.**

Se propune ca acest obiectiv să fie îndeplinit prin structurarea sa în patru **obiective specifice**:

- **OS1.** Proiectarea de detaliu a celor mai importante subsisteme ale trenului anterior de aterizare, respectiv a dispozitivului de viraj comandat și a sistemului de viraj comandat;
- **OS2.** Determinarea caracteristicilor constructiv funcționale ale trenului anterior de aterizare;
- **OS3.** Simularea funcționării dispozitivului de viraj comandat;
- **OS4.** Validarea pe cale experimentală a rezultatelor obținute prin concepția, proiectarea și simularea dispozitivului de comandă a virajului.

4.5. Metodologia de cercetare-dezvoltare

Metodologia de cercetare-dezvoltare folosită în cadrul tezei de doctorat este subscrisă realizării obiectivului principal, obiectivelor specifice precum și formulării viitoarelor direcții de cercetare.

Fără a fi un scop în sine, metodologia aplicată presupune implementarea de soluții originale brevetate și/sau brevetabile, modelare și simulare, realizarea de determinări experimentale ca o cerință firească a rezolvării problemelor de înaltă complexitate, impuse prin tema tezei de doctorat.

Pentru atingerea obiectivelor tezei de doctorat a fost adoptată o metodologie compatibilă cu formarea competențelor la nivelul 8 al Cadrului European al Calificărilor (EQF) și Cadrului Național al Calificărilor (CNC) [P07]. Unul dintre aspectele fundamentale ale metodologiei adoptate este structurarea tezei de doctorat în două părți principale, respectiv o primă parte în care este analizat stadiul actual al realizărilor în domeniul temei și o a doua parte în care se detaliază contribuțiile autorului. În prima parte a tezei a fost realizată o analiză critic-constructivă a stadiului actual în concordanță cu asigurarea dimensiunii cognitive (cunoștințe) a rezultatelor învățării [P07] care impune “*cunoașterea sistematică, avansată a conceptelor, a metodelor de cercetare, a controverselor*

și a noilor ipoteze specifice” astfel încât să fie posibilă „aprecierea stadiului cunoașterii teoretice și metodologice precum și identificarea priorităților de cunoaștere și aplicative ale domeniilor” și, pe această bază, stabilirea direcțiilor de cercetare.

Având obiectivul propus, problematica realizării unui tren anterior de aterizare cu roată comandată, a fost împărțită în mai multe etape corespunzătoare capitolelor din partea a doua a tezei, în care autorul, prin contribuții personale, rezolvă o serie de probleme specifice pentru atingerea obiectivelor propuse.

Partea a doua a tezei se raportează atât la obiectivele propuse cât și la asigurarea nivelului științific corespunzător „Recomandării Consiliului Uniunii Europene din 22 mai 2017, privind Cadrul European al Calificărilor pentru învățarea pe tot parcursul vieții” [P07]. Astfel, și în acest caz, au fost avute în vedere atât aspectele cognitive prin dezvoltările teoretice și prin aplicarea unor metode avansate cât și cele corespunzătoare palierului aptitudinilor prin „conceperea și realizarea de cercetări originale, fundamentate pe metode avansate care conduc la dezvoltarea cunoașterii științifice și a metodologiilor de cercetare” [P07]. Nu în ultimul rând, trebuie menționat că pentru atingerea obiectivelor tezei este nevoie de o abordare interdisciplinară în rezolvarea problemelor teoretice și practice.

Toate aceste aspecte sunt structurate în cea de-a doua parte a lucrării pe mai multe etape, astfel:

- Concepția și proiectarea de detaliu a principalului subsistem al trenului anterior de aterizare al aeronavei IAR 99NG, respectiv dispozitivul de viraj comandat;
- Proiectarea circuitului hidraulic al dispozitivului de viraj comandat;
- Stabilirea condițiilor în care sistemul de viraj comandat asigură funcționarea cu roată comandată și, respectiv, roată liberă și cercetarea teoretico-experimentală a tuturor aspectelor care țin de cele două regimuri de funcționare;
- Stabilirea unui ciclu complet de funcționare: ieșirea din hangar, taxiing, decolare, zbor de antrenament, aterizare, taxiing, gararea în hangar;
- Realizarea unor modele matematice cu privire la relația dintre unghiul de viraj al roții, unghiul de comandă al palonierului și viteza de rulare, în vederea determinării condițiilor de stabilitate la viraj;
- Proiectarea tehnologiei de montaj a dispozitivului de viraj comandat precum și normarea operațiilor de montaj;
- Calculul caracteristicilor constructiv-funcționale ale trenului anterior de aterizare prin adaptarea metodologiilor existente în literatură, la cazul concret al aeronavei IAR 99NG, pe baza principalelor caracteristici impuse;
- Alegerea anvelopelor folosind metode avansate de analiză multicriterială;
- Calculul momentului de frecare la viraj folosind cele mai adecvate metode;
- Studiul cinematicii dispozitivului de viraj comandat;
- Simularea funcționării dispozitivului de viraj comandat în vederea alegerii unor caracteristici ale cilindrilor hidraulici de acționare, având drept scop realizarea unei construcții compacte și fiabile în condițiile variațiilor de temperatură și presiune exterioară, care solicită întreaga aeronavă;

- Realizarea unui stand experimental cu ajutorul căruia să se verifice parametrii funcționali ai cilindrilor hidraulici de acționare la viraj;
- Compararea rezultatelor simulării cu cele obținute pe cale experimentală a parametrilor funcționali ai cilindrilor hidraulici de acționare la viraj;
- Analiza modurilor de defectare a sistemului de viraj comandat și stabilirea unor măsuri de reducere a riscurilor folosind metode avansate de analiză.

Unele elemente ale trenului anterior de aterizare (furca roții, brațele de torsiune, amortizorul de șoc etc. – detaliate în cap.5) au fost preluate de la aeronava IAR 99 (varianta cu roată liberă) și nu fac obiectul științific al tezei de doctorat. Trenul anterior de aterizare cu roată liberă, existent în prezent la aeronava IAR 99, a fost modificat și adaptat astfel încât să permită instalarea noului sistem de viraj comandat și a unor repere specifice acestuia.

4.6. Limitele cercetărilor științifice realizate în cadrul tezei de doctorat

Cercetările realizate în prezenta teză de doctorat sunt valabile doar pentru caracteristicile aeronavei IAR 99NG, dar pe baza acestor cercetări, rezultatele pot fi ușor adaptate și pentru alte tipuri de aeronave sau pentru alte aplicații militare și civile, pentru care se dorește implementarea sistemului de viraj comandat: IAR 99, IAR 99 SM și IAR 99 TD.

Capitolul 5. Concepția și proiectarea sistemului de viraj comandat

Conform obiectivului și metodologiei de cercetare-dezvoltare, detaliate în capitolul 4, trenul anterior de aterizare cu roată liberă, existent în prezent la aeronava IAR 99, a fost modificat și adaptat astfel încât să permită instalarea noului sistem de viraj comandat și a unor repere specifice acestuia pe noua aeronavă militară de școală și antrenament IAR 99NG. Reproiectarea trenului anterior de aterizare se bazează pe abilități și competențe tehnico-științifice ale autorului referitoare atât la trenurile de aterizare fără roată comandată [N03] cât și la construcția și funcționarea avioanelor militare în general [N11, N13, N14, N15, N17, N18 – N28]. Nouă dintre cele zece brevete ale autorului [N21-N26, N27 – Anexa II] sunt legate de dezvoltarea trenului de aterizare cu viraj comandat care face obiectul prezentei teze de doctorat.

Sistemul de viraj comandat este o parte a trenului anterior de aterizare care include dispozitivul de viraj comandat, reperatele de legătură (cum ar fi bara de egală rezistență la încovoiere), blocul electronic digital de comandă și control al virajului (BED), senzori, circuitul hidraulic, supape de izolare și protecție, supapa de suprapresiune, supapa de aerisire și alte elemente specifice.

5.8. Proiectarea și stabilirea specificațiilor tehnice ale sistemului de viraj comandat

Trenul anterior de aterizare, proiectat de către autor, este prezentat în figura 5.22 și permite deplasarea aeronavei în regim de viraj comandat în toate fazele de deplasare, prin rotirea subsansamblului mobil al trenului anterior de aterizare, cu ajutorul unui servomecanism, comandat prin intermediul unui bloc

electronic de comandă și control al virajului (BED), la care semnalul de comandă este proporțional cu unghiul de comandă al palonierului sau al tiller-ului din cabina piloților.

Fazele de deplasare și manevrare la sol sunt realizate cu avionul propulsat de motorul propriu și sistemele de bord funcționale, în limitele parametrilor normali.

Sistemul de viraj permite manevrarea aeronavei pe pistă, cu motorul de propulsie oprit, cu sistemele de bord nefuncționale, dar cu sistemul de viraj în regim de ROATĂ LIBERĂ, prin tractare cu mijloace aeroportuare adecvate.

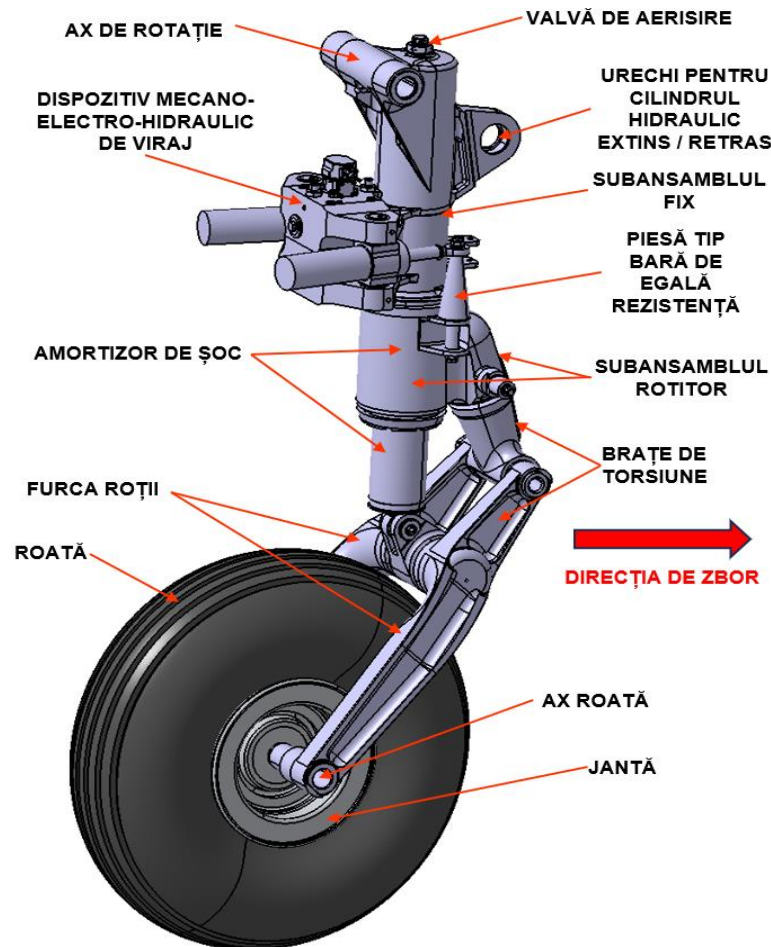


Fig. 5.22. Trenul anterior de aterizare al aeronavei IAR 99NG

Sistemul de viraj comandat al trenului anterior de aterizare, proiectat de către autor, este prezentat în figura 5.23.

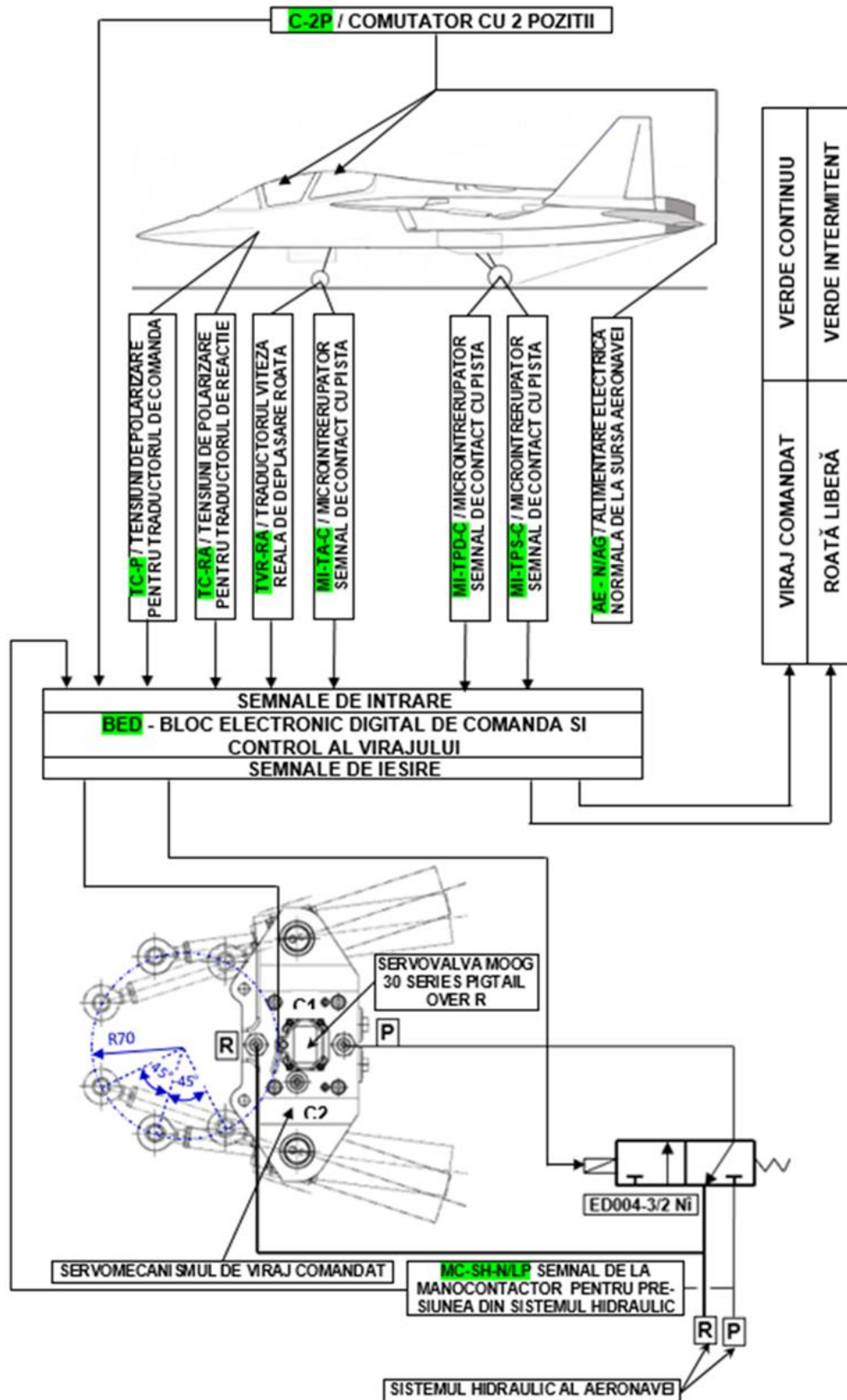


Fig. 5.23. Sistemul de viraj comandat al trenului anterior de aterizare

Schema de principiu a circuitului hidraulic pentru viraj comandat se prezintă în figura 5.24, iar modul de utilizare a sistemului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare se prezintă în figura 5.25.

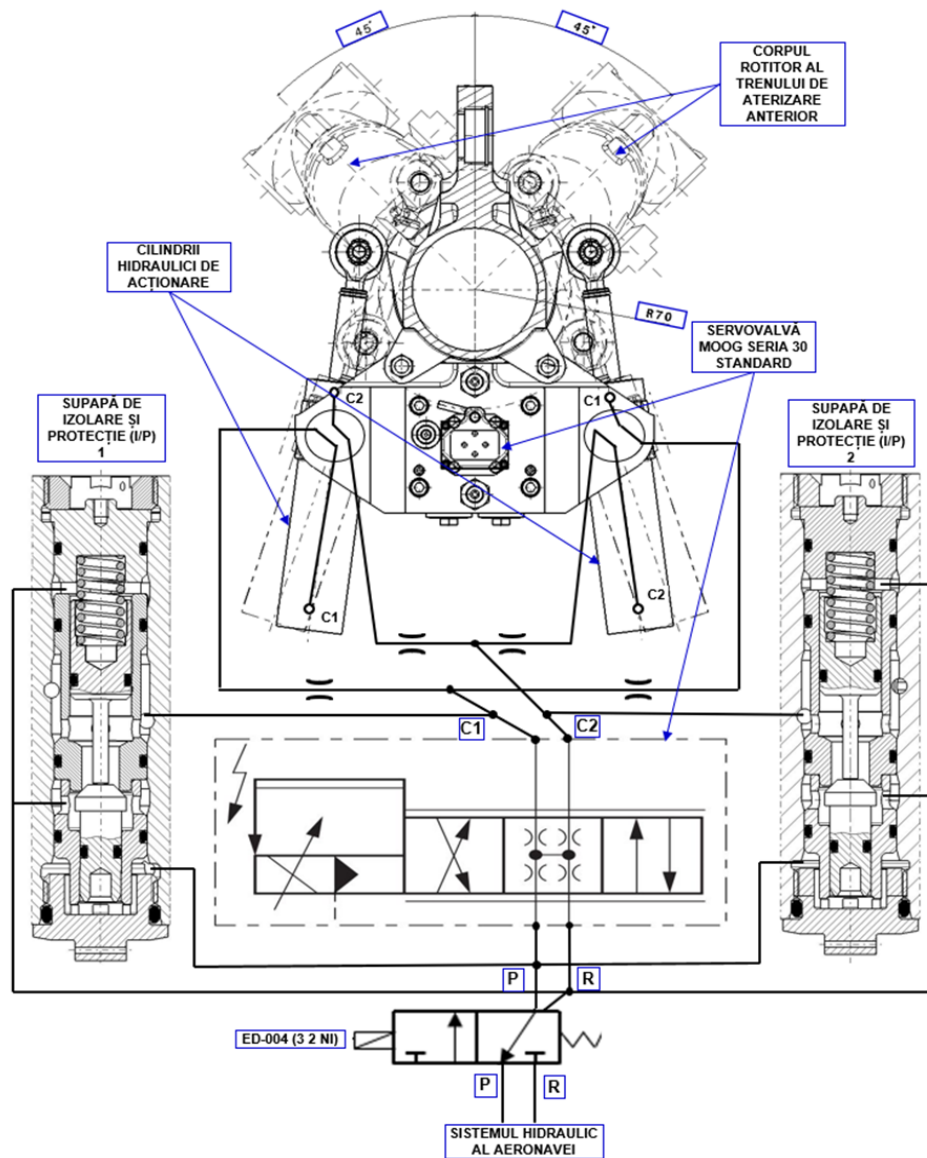


Fig. 5.24. Schema de principiu a circuitului hidraulic pentru viraj comandat

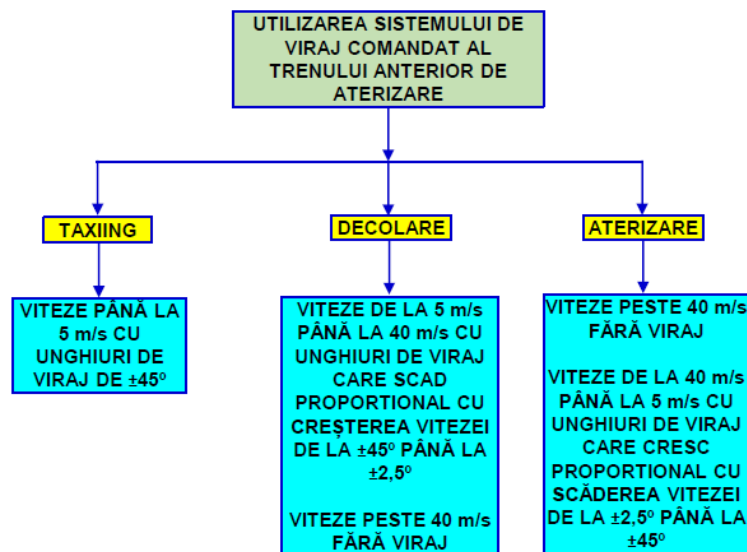


Fig. 5.25. Modul de utilizare a sistemului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare

Se poate observa că în regim de viraj comandat toate cuplurile de valori (V, γ) situate sub grafic constituie *zona de stabilitate la viraj*. Practic, la viteze mai mici decât 5 m/s unghiul viraj al roții γ poate lua valoarea maximă de 45° . Odată cu creșterea vitezei de rulare a avionului, unghiul viraj al roții γ este din ce în ce mai limitat, ajungând la valoarea maximă admisă de $2,5^\circ$ la viteza de până la 40m/s. La valori ale vitezei mai mari de 40 m/s, roata trenului anterior de aterizare devine ROATĂ LIBERĂ, iar variația unghiului γ cu viteza V își pierde sensul.

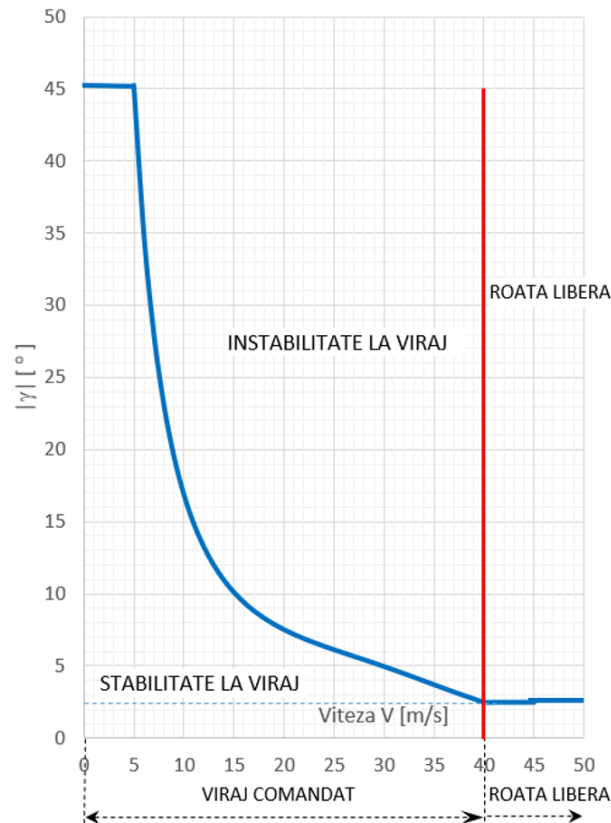


Fig. 5.31. Curba de stabilitate la viraj

Ecuatia stabilității la viraj, curba stabilității la viraj și zona de stabilitate la viraj sunt elemente deosebit de importante în proiectarea sistemului de comandă a virajului și a întregului tren anterior de aterizare al aeronavei.

Capitolul 6. Contribuții privind proiectarea tehnologiei de montaj a dispozitivului de viraj comandat

6.1. Aspecte generale privind montajul

În capitolul al cincilea, a fost prezentată concepția și proiectarea sistemului de viraj comandat al aeronavei IAR 99NG (figura 5.23 și 5.24), care este compus din blocul electronic digital de comandă și control a virajului (BED), senzori, lămpi de semnalizare și comutatoare în cabinele piloților și din dispozitivul de viraj electro-mecano-hidraulic (figura 5.1 și 5.2), alcătuit din blocul hidraulic cu cei doi cilindri hidraulici de acționare.

Tehnologia de montaj a dispozitivului de viraj comandat este foarte importantă pentru a garanta calitatea asamblării tuturor reperelor și a subansamblelor care să conducă la un ansamblu funcțional, conform specificațiilor autorului (proiectant). Încă din etapa de proiectare s-au gândit soluții tehnice care să împiedice montajul greșit, dar cu toate acestea, este necesar ca tehnologia de montaj să detalieze toate aspectele tehnice ale fiecărei etape de montaj.

Activitățile tehnologice de montaj a dispozitivului de viraj comandat au fost împărțite în trei etape distincte:

- **Etapa 1.** Montajul cilindrilor hidraulici de acționare care au fost proiectați ca subansamble interschimbabile stânga – dreapta, dar care au o singură poziție de instalare corectă, garantată constructiv, în subansamblul superior (§ 6.2).
- **Etapa 2.** Montajul blocului hidraulic (§ 6.3).
- **Etapa 3.** Montajul dispozitivului de viraj comandat la trenul anterior de aterizare (§ 6.4).

La finalul fiecărei etape de montaj, autorul prezintă o schemă de asamblare și ciclul de asamblare specific, iar la final este calculat timpul total necesar pentru asamblare.

6.5. Concluzii privind montajul dispozitivului de viraj comandat

Timpul total pentru asamblarea dispozitivului de viraj comandat este de 355 de minute, așa cum se prezintă în tabelul 6.1.

Tabelul 6.1. Timpul total pentru asamblarea dispozitivului de viraj comandat

| Nr. | Etapa de asamblare | Timpul necesar [minute] |
|-------------------------------|--|-------------------------|
| 1 | Montajul cilindrilor hidraulici de acționare | 160 (80 +80) |
| 2 | Montajul blocului hidraulic | 125 |
| 3 | Montajul dispozitivului de viraj comandat la trenul anterior | 70 |
| Timpul total de montaj | | 355 |

Capitolul 7. Contribuții privind calculul unor caracteristici constructiv-funcționale ale trenului de aterizare

7.1. Calculul caracteristicilor trenului de aterizare

Sarcinile la aterizare reprezintă cele mai mari solicitări la care este supus trenul de aterizare al unei aeronave, în special din cauza energiei de impact cu calea de rulare. În mod normal, aeronava atinge calea de rulare cu trenul principal de aterizare prevăzut cu sistem de frânare pentru reducerea vitezei de rulare. După reducerea vitezei de deplasare, trenul anterior de aterizare va atinge calea de rulare și aeronava va continua să ruleze cu toate roțile pe sol. Roțile trenului de aterizare, în contact cu calea de rulare, formează un triunghi numit triunghiul de stabilitate al aeronavei. Rezultanta forțelor care acționează asupra aeronavei (vânt lateral, aterizare pe o parte a aeronavei, cu trenul principal stânga sau dreapta etc.) trebuie să se situeze în interiorul triunghiului de stabilitate al aeronavei. Din motivele expuse anterior, este necesar să se calculeze sarcinile la aterizare și poziționarea trenului de aterizare anterior și principal în funcție de poziția centrului de greutate al aeronavei și de greutatea aeronavei.

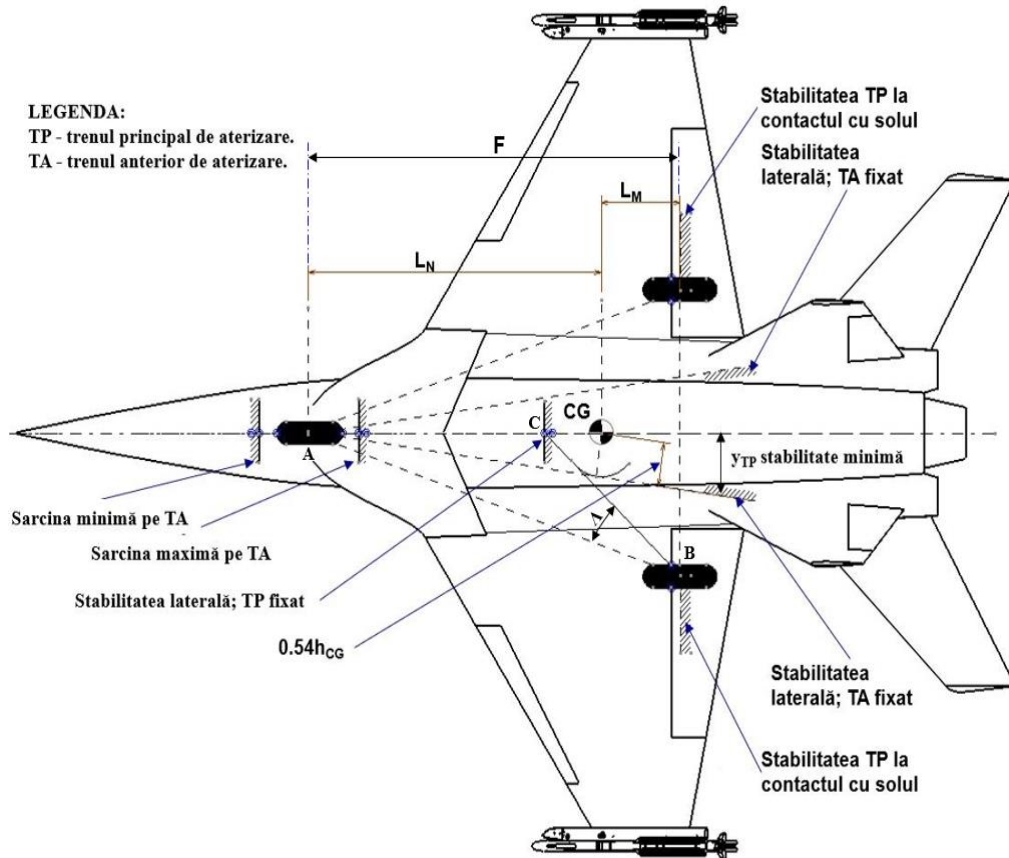


Fig. 7.4. Limite de stabilitate utilizate la poziționarea trenurilor [N04]

O sinteză a calculelor efectuate mai sus este prezentată în figura 7.8.

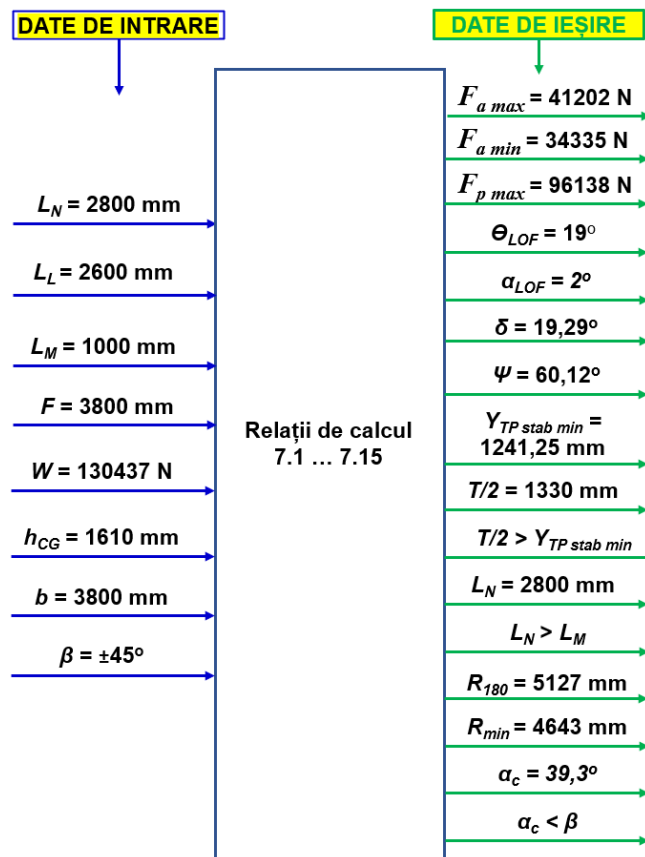


Fig. 7.8. Calculul preliminar al trenurilor de aterizare ale aeronavei IAR 99NG

7.2. Alegerea anvelopelor trenului de aterizare

7.2.1. Rolul și importanța anvelopelor

Atât în domeniul militar cât și în cel civil, anvelopele sunt produse de importanță vitală pentru siguranța și buna funcționare a aeronavelor. Anvelopele aeronavelor au următoarele caracteristici definitorii:

- fac parte din trenul de aterizare a aeronavei;
- sunt singurele părți ale unei aeronave care sunt în contact cu calea de rulare în timpul parcurii, taxiing-ului, decolării și aterizării;
- susțin întreaga greutate a aeronavei pe durata fazelor menționate anterior;
- sunt foarte solicitate termic deoarece trebuie să reziste la extreme meteorologice, respectiv toate variațiile de temperatură ale solului, zi, noapte, sau în funcție de zona climatică în care aeronava este staționată sau funcționează și temperaturile foarte scăzute la altitudini mari atunci când aeronava se află în zbor;
- trebuie să aibă o rezistență foarte bună la frecare (rezistență la uzură) cu pista în timpul aterizării, frânării și rulării.

O altă problemă specifică este aceea că în primele momente de frânare a aeronavei, până când viteza periferică a anvelopelor devine egală cu cea a aeronavei, există o frecare de alunecare între anvelope și pistă. De aceea, se produce mult fum când anvelopele ating calea de rulare. După ce viteza periferică a anvelopelor devine egală cu cea a aeronavei, apare frecarea de rostogolire care nu uzează anvelopele la fel de mult ca frecarea de alunecare [G09, M13, N10].

7.2.3. Alegerea anvelopelor trenului anterior de aterizare

Forțele care acționează asupra trenurilor de aterizare ale aeronavei IAR 99NG au fost calculate în subcapitolul 7.1 și sunt prezentate sintetic în figura 7.8.

Catalogul de anvelope militare Goodyear este singurul catalog care oferă informații detaliate despre construcția anvelopei, evaluarea serviciului, designul benzii de rulare, raza încărcată statică, raza anvelopei dezumflate, raportul de aspect și toate informațiile despre janta anvelopei. Din Secțiunea 4D, Tip VII, în baza unei trieri preliminare [N10] este aleasă o anvelopă Aircraft Rib 18x5.5, cu reperul **185P4HG1**, Ply Rating 14, TL (tubeless), Viteză nominală 239 mph (miles per hour), notată **TA1** și o anvelopă Aircraft Rib 20x4.4, cu reperul **461B-3779-TL**, Ply Rating 14, TL (tubeless), viteza nominală 255 mph, notată **TA2**, ambele pentru trenul anterior de aterizare (TA), așa cum se prezintă în tabelul 7.1. Sunt păstrate unitățile de măsură imperiale și separatorul zecimal specific, respectiv punctul, pentru a evita confuziile.

Tabelul 7.1. Specificații pentru anvelope și jante (unități imperiale)

| Denumirea caracteristicii | TA 1 | TA 2 | Caracteristica Taguchi |
|--|--------|--------|------------------------|
| Size (Mărimea) | 18x5.5 | 20x4.4 | • NTB |
| Ply Rating (Numărul de straturi) | 14 | 14 | ↑ GTB |
| Rated speed (Viteza nominală) (mph) | 239 | 255 | ↑ GTB |
| Rated Load (Sarcina nominală) (lbs.) | 6200 | 6500 | ↑ GTB |
| Rated Inflation (Presiunea de umflare) (psi) | 215 | 265 | • NTB |
| Maximum Braking Load (Sarcina maximă la frânare) (lbs.) | 9300 | 9750 | ↑ GTB |
| Maximum Bottoming Load (Sarcina maximă la aplatizare) (lbs.) | 18600 | 19500 | ↑ GTB |
| Static Loaded Radius (Raza la încărcarea statică) (Inch) | 7.5 | 8.9 | ↓ STB |
| Flat Tire Radius (Raza anvelopei dezumflată) (Inch) | 6.3 | 8.10 | ↓ STB |
| Aspect Ratio (Raportul de aspect) | 0.869 | 0.901 | • NTB |
| Rim size (Dimensiunea jantei) (Inch) | 18x5.5 | 20x4.4 | ↓ STB |
| Width Between Flanges (Lățimea între flanșe) (Inch) | 4.25 | 3.50 | • NTB |
| Specified Rim Diameter (Diametrul jantei) (Inch) | 8 | 12 | • NTB |
| Flange Height (Înălțimea flanșei) (Inch) | 0.88 | 0.81 | • NTB |
| Min Ledge Width (Lățimea minimă a marginii) (Inch) | 1.50 | 1.28 | • NTB |

Pentru alegerea anvelopei optime este foarte importantă clasificarea celor 15 caracteristici din prima coloană a tabelului 7.1 în cele trei categorii stabilite de Taguchi [A17]:

- Greater The Better – **GTB** (↑) (cu cât mai mare, cu atât mai bine), pentru care valoarea țintă este teoretic infinită (sau cea mai mare valoare a competitorilor), iar caracteristica are o valoare minimă acceptabilă, $C \geq C_{min}$;
- Smaller The Better – **STB** (↓) (cu cât mai mic, cu atât mai bine), pentru care valoarea țintă este teoretic zero (sau cea mai mică valoare a competitorilor), iar caracteristica are o valoare maximă acceptabilă, $C \leq C_{max}$;
- Nominal The Better – **NTB** (•) (valoarea nominală este cea mai bună), pentru care valoarea țintă este o valoare pozitivă bine stabilită, față de care trebuie să avem abateri cât mai mici $C_{min} \leq C \leq C_{max}$.

Matricea deciziilor pentru selectarea anvelopelor este prezentată în tabelul 7.12.

Tabelul 7.12. Matricea deciziilor

| Tip anvelopă | Pondere | TA1 | TA2 |
|------------------------------------|--------------|--------------|--------------|
| Maximum Braking Load | 0.386 | 0.488 | 0.512 |
| Maximum Bottoming Load | 0.249 | 0.488 | 0.512 |
| Rated Speed | 0.150 | 0.485 | 0.515 |
| Rated Load | 0.107 | 0.488 | 0.512 |
| Ply Rating | 0.054 | 0.500 | 0.500 |
| Size | 0.033 | 0.527 | 0.473 |
| Rated Inflation | 0.021 | 0.552 | 0.448 |
| Total / Scoruri decizionale | 1.000 | 0.493 | 0.507 |

Pe baza aplicării clasificării Taguchi și a metodologiei de analiză multicriterială AHP a fost selectată anvelopa TA2 pentru avionul IAR 99NG, dar scorul foarte apropiat obținut pentru cele două anvelope arată că în anumite condiții și anvelopa TA1 poate fi o opțiune viabilă pentru trenul anterior al aeronavei IAR 99NG.

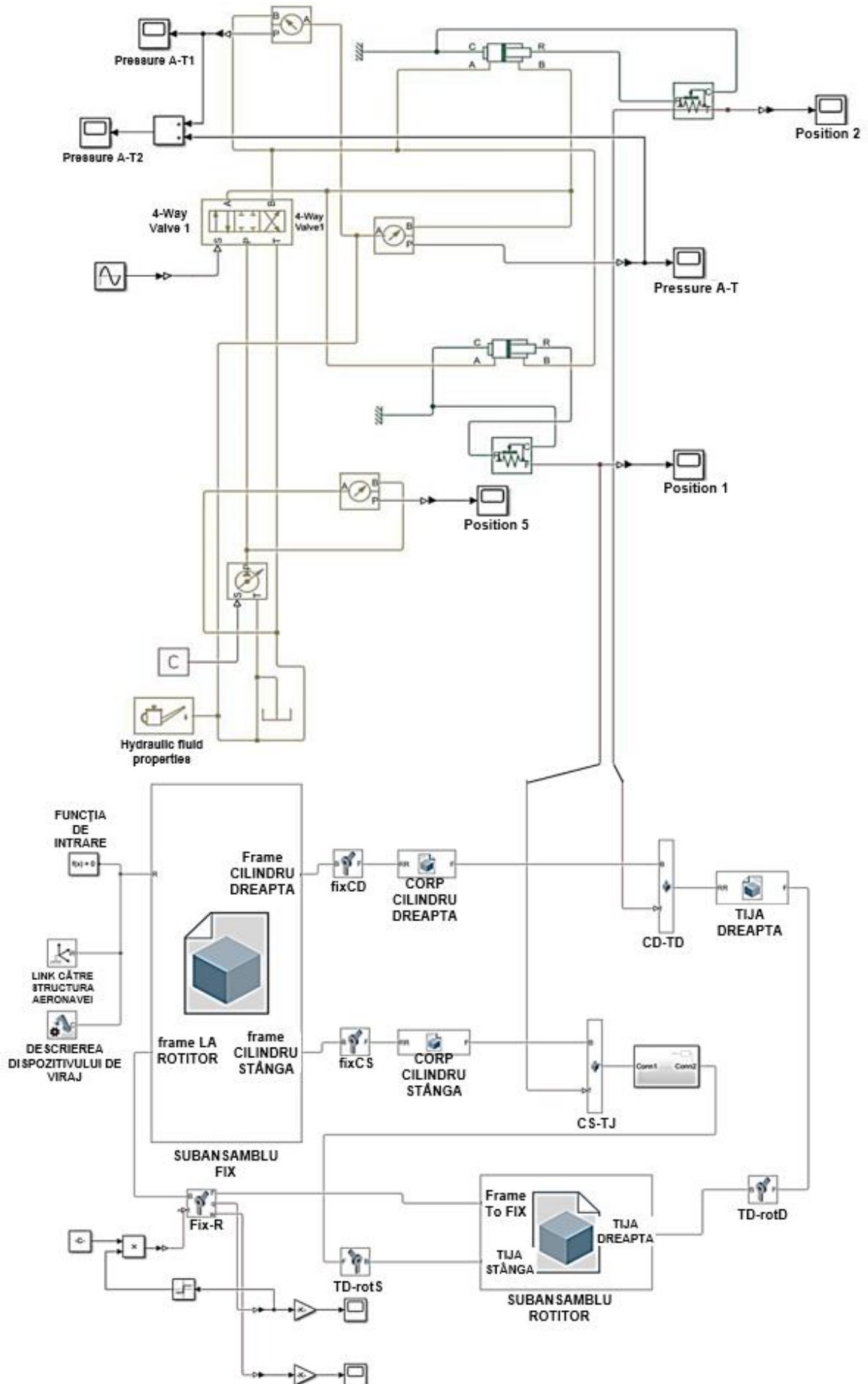


Fig. 8.9. Circuitul hidraulic de alimentare, comandă și control a virajului în SIMSCAPE

8.6. Prezentarea rezultatelor simulării

Simularea a demonstrat funcționarea corectă a ansamblului tren anterior de aterizare în cadrul parametrilor utilizați în proiectare, inclusiv a sistemului de acționare care include perechea de cilindri hidraulici, conform celor prezentate în figura 8.11.

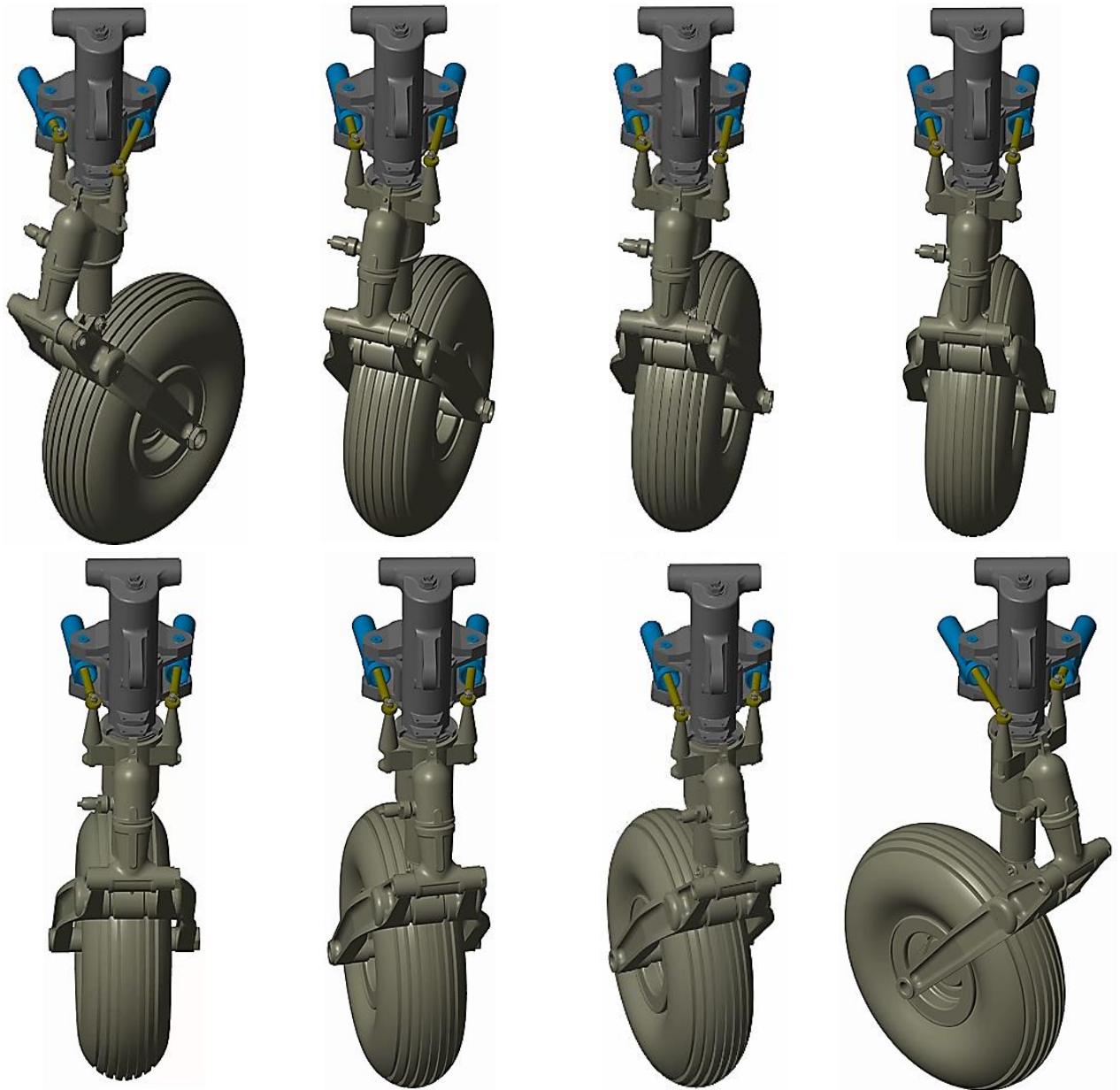


Fig. 8.11. Simularea funcționării trenului anterior de aterizare

De asemenea, pe baza simulării au fost determinate viteza medie a tijei pistonului V_{mt} , timpul mediu extindere-retragere t_m și temperatura fluidului T_f .

Rezultatele simulării pentru cei doi cilindri hidraulici de acționare la viraj la presiunile hidraulice de 15 MPa și 20 MPa sunt prezentate în tabelul 8.9.

Tabelul 8.9. Rezultatele simulării pentru cilindrii hidraulici de acționare

| Varianta de echipare | Parametri înregistrați | | | |
|--|--|---------|--|---------|
| | Presiunea hidraulică 15 MPa | | Presiunea hidraulică 20 MPa | |
| T $M_f = 364,17 \text{ Nm}$ $A_T = 0,64 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 15,783 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 33,102 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 7,127 | t_m - Timp mediu pentru o cursă completă stânga - dreapta, s | 3,591 |
| | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 |
| | K_T | 1015,35 | K_T | 514,38 |
| D $M_f = 364,17 \text{ Nm}$ $A_D = 0,80 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 19,930 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 46,535 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,544 | t_m - Timp mediu pentru o cursă completă stânga - dreapta, s | 2,390 |
| | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 |
| | K_D | 635,52 | K_D | 273,57 |
| S $M_f = 364,17 \text{ Nm}$ $A_S = 1 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 24,414 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 53,380 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 4,662 | t_m - Timp mediu pentru o cursă completă stânga - dreapta, s | 2,087 |
| | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 | T_f - Temperatura fluidului, °C | 20 - 21 |
| | K_S | 370,39 | K_S | 170,65 |

Valorile obținute în tabelul 8.9 vor fi comparate cu cele stabilite pe baza determinărilor experimentale în capitolul 9.

Capitolul 9. Contribuții privind determinarea experimentală a unor caracteristici ale cilindrilor hidraulici pentru acționare la viraj

9.1. Scopul cercetărilor experimentale

Conform celor prezentate în cap. 7, cei doi cilindri hidraulici sunt interschimbabili și acționează în tandem asupra corpului rotitor al trenului anterior de aterizare. Pentru efectuarea virajului unul dintre cilindri se destinde, iar celălalt se comprimă, într-o mișcare complexă detaliată în capitolul 7. Fiecare cilindru hidraulic are în interiorul său o cămașa care este netedă la interior $\varnothing 25_0^{0,033}$ (H8) și cu canalizații elicoidale la exteriorul acesteia, cu rol de drosel hidraulic (rezistență hidraulică) pentru cursa de comprimare (retragere) / extindere a cilindrului hidraulic, cu scopul de a reduce viteza unghiulară de viraj în domeniul sigur de viteze unghiulare, pentru a evita răsturnarea aeronavei, care se poate produce dacă viteza unghiulară de viraj este prea mare.

Pentru realizarea cercetărilor experimentale autorul a proiectat un stand prezentat în detaliu în subcapitolul 9.2. Cercetările experimentale s-au efectuat cu un cilindru hidraulic în care s-au introdus succesiv trei tipuri de cămăși interioare interschimbabile, fiecare cu un anumit profil al canalelor elicoidale (triunghiular, dreptunghiular și semicircular, conform celor prezentate în capitolul 8), deci fiecare cu un drosel hidraulic (rezistență hidraulică) specific(ă). Scopul cercetărilor experimentale este acela de a determina viteza de deplasare a tijei cilindrului hidraulic în funcție de droselul hidraulic introdus prin fiecare tip de cămașă interioară cu canale elicoidale. Pe aeronavă, în timpul acționării

la viraj, vitezele tijelor sunt corelate deoarece acestea sunt legate mecanic la ansamblul rotitor al trenului anterior de aterizare așa cum se prezintă în figura 9.1.

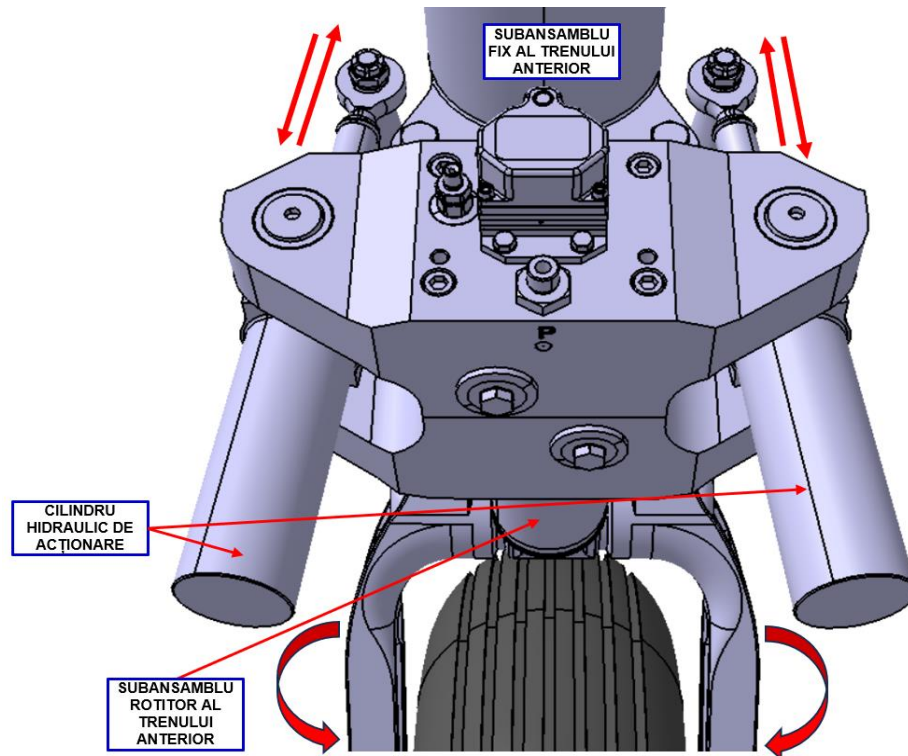
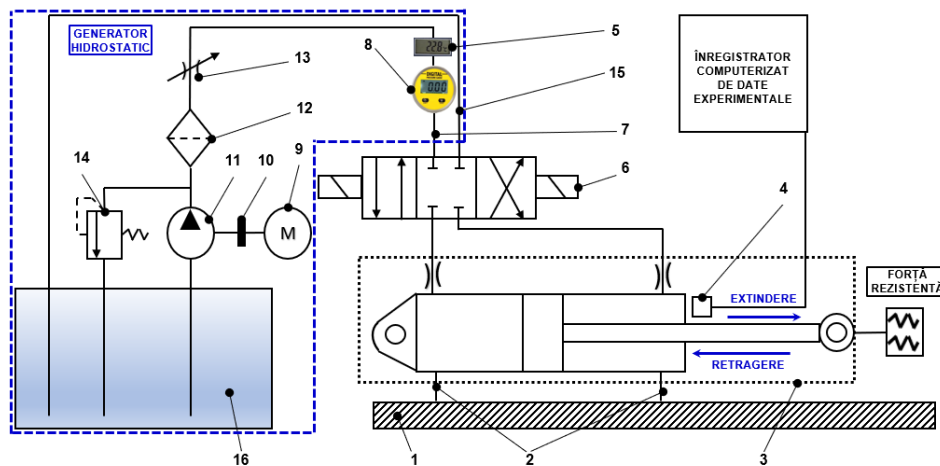


Fig. 9.1. Acționarea hidraulică pentru virajul roții trenului anterior de aterizare

9.2. Concepția și realizarea instalației pentru cercetări experimentale

Schema instalației pentru cercetări experimentale concepută și realizată de către autor este prezentată în figura 9.2.



| | | | |
|---|---|----|---|
| 1 | Banc de încercări | 9 | Motor electric pentru antrenarea pompei |
| 2 | Suportii pentru cilindrul hidraulic | 10 | Cuplaj flexibil |
| 3 | Cilindru hidraulic cu drosel încorporat | 11 | Pompa hidraulică cu debit variabil |
| 4 | Transductor pentru viteza de deplasare a tijei cilindrului hidraulic | 12 | Filtru |
| 5 | Termometru digital sau analogic | 13 | Regulator de presiune |
| 6 | Distribuitoare hidraulice cu patru căi și trei poziții, comandat electric 4/3 | 14 | Supapă de siguranță |
| 7 | Conductă de presiune hidraulică (TUR) | 15 | Conductă hidraulică de RETUR |
| 8 | Manometru digital sau analogic | 16 | Rezervor pentru fluid hidraulic |

Fig. 9.2. Schema instalației pentru cercetări experimentale

Instalația pentru cercetări experimentale a cilindrului hidraulic de acționare la viraj este alcătuită din:

- Banc de încercări (1);
- *Suporți* (2) pentru cilindrul hidraulic;
- *Cilindru hidraulic* cu drosel încorporat (3) supus cercetărilor experimentale;
- *Traductor* pentru viteza de deplasare a tijei cilindrului hidraulic (4);
- *Distribuitor hidraulic* cu patru căi și trei poziții, comandat electric 4/3 (6);
- *Simulator al forței rezistente* la viraj;
- *Înregistrator computerizat* de date experimentale, în timp real;
- *Generator hidrostatic*.

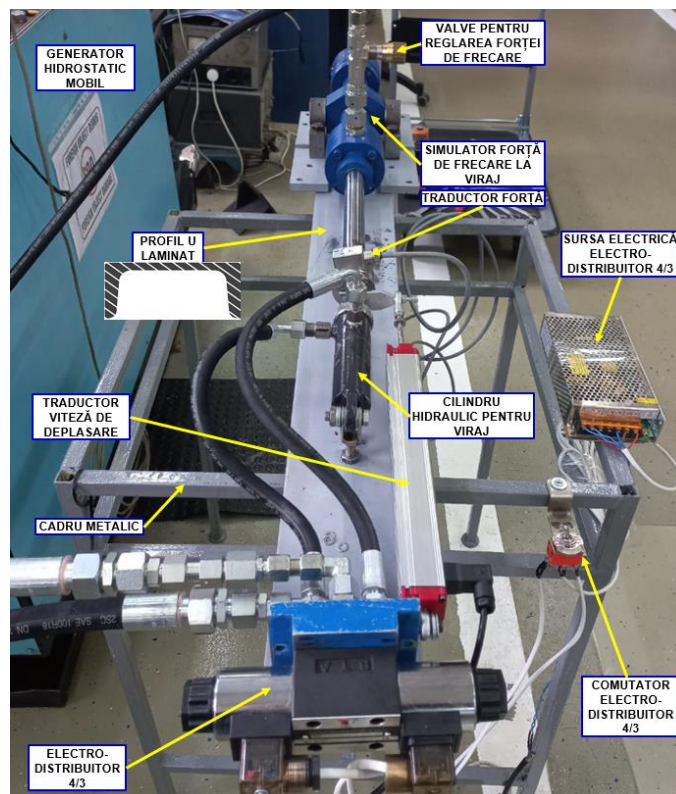
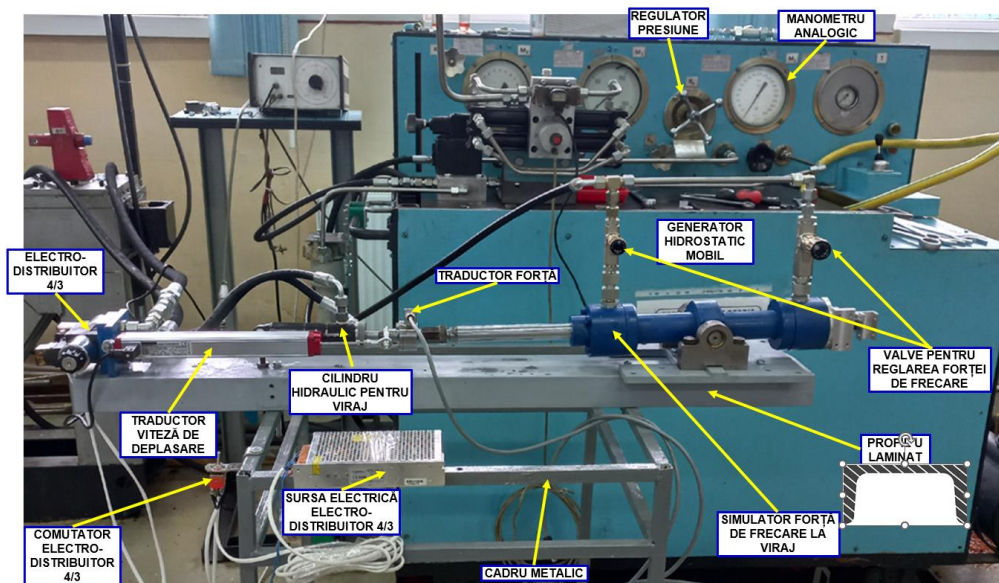


Fig. 9.6. Instalația pentru cercetări experimentale (vedere laterală și longitudinală)

9.4. Rezultatele cercetării experimentale

Rezultatele programului de încercări experimentale sunt prezentate în tabelul 9.2.

Tabelul 9.2. Rezultatele programului de încercări experimentale

| Varianta de echipare | Parametri înregistrați | | | |
|---|--|-----------------|--|-----------------|
| | Presiunea hidraulică 15 MPa | | Presiunea hidraulică 20 MPa | |
| T 3000 N $A_T = 0,64$ mm^2 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 19,0546 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 38,1725 |
| | V_r - Viteza retragere, mm/s | 10,3637 | V_r - Viteza retragere, mm/s | 23,5283 |
| | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 14,70915 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 30,8504 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 7,647 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 3,535 |
| D 3000 N $A_D = 0,8$ mm^2 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 25,2366 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 59,243 |
| | V_r - Viteza retragere, mm/s | 12,8336 | V_r - Viteza retragere, mm/s | 29,6485 |
| | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 19,0351 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 44,44575 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,8055 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 2,5025 |
| S 3000 N $A_S = 1$ mm^2 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 30,8601 | V_e - Viteza extindere, mm/s | 66,0898 |
| | V_r - Viteza retragere, mm/s | 14,2683 | V_r - Viteza retragere, mm/s | 32,5785 |
| | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 22,5642 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 49,33415 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,0445 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 2,2585 |

Vitezele de extindere (scos) V_e și de retragere (retras) V_r a tijei cilindrului hidraulic de acționare la viraj se determină prin derivarea spațiului parcurs de tijă în funcție de timpul scurs pentru efectuarea deplasării. Pe displayul calculatorului unde sunt stocați parametrii deplasare-timp (figura 9.6) se selectează capetele de cursă de extindere (scos) și de retragere (retras) a tijei cilindrului hidraulic, iar calculul vitezei s-a realizat în mod automat.

Vitezele medii de extindere (scos) și de retragere (retras) V_{mt} a tijei cilindrului hidraulic de acționare la viraj s-au calculat pentru cazul când cei doi cilindri acționează în tandem pentru viraj ca în figura 9.1, caz în care viteza de acționare este cea medie, deoarece pentru fiecare viraj stânga, respectiv dreapta, un cilindru se extinde, iar celălalt se comprimă (tija se retrage).

Înregistrarea în timp real a parametrilor deplasare-timp pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune triunghiulară - $A_T = 0,64 \text{ mm}^2$, presiunea hidraulică de 15 MPa și 20 MPa este prezentată în figura 9.11.

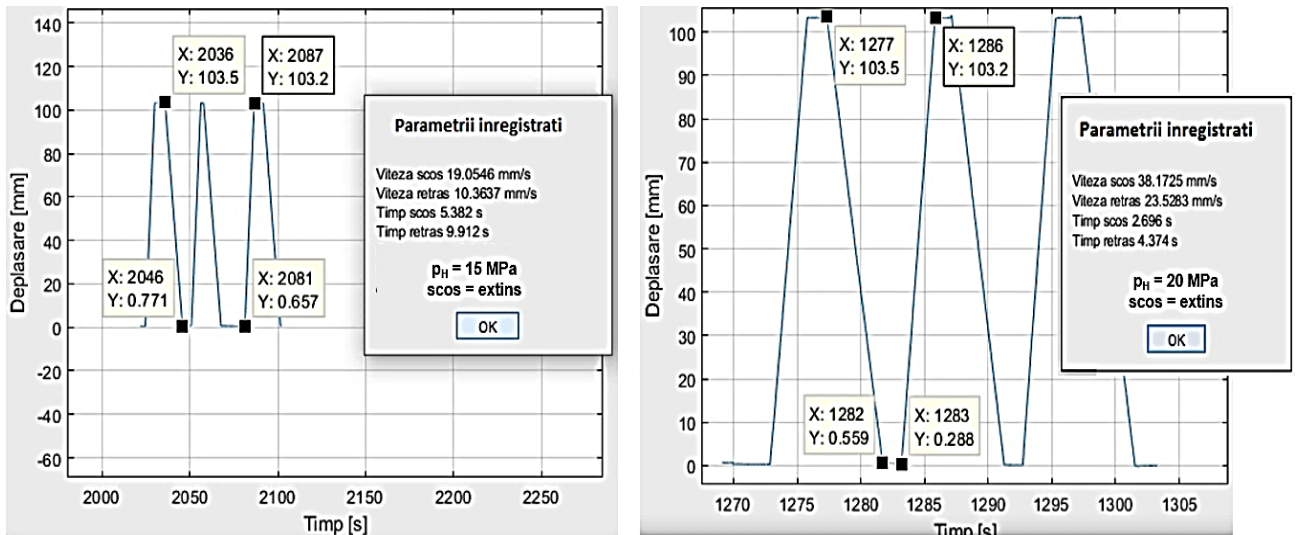


Fig. 9.11. Cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune *triunghiulară* - $A_T = 0,64 \text{ mm}^2$

Înregistrarea în timp real a parametrilor deplasare-timp pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune dreptunghiulară - $A_D = 0,8 \text{ mm}^2$, presiunea hidraulică de 15 MPa și 20 MPa este prezentată în figura 9.12.

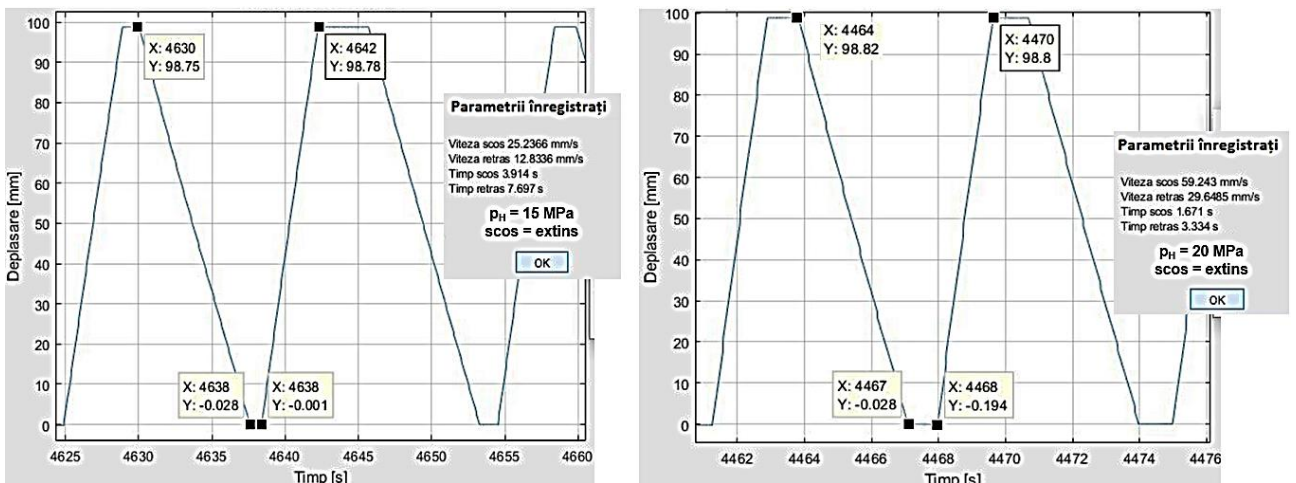


Fig. 9.12. Cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune *dreptunghiulară* - $A_D = 0,8 \text{ mm}^2$

Înregistrarea în timp real a parametrilor deplasare-timp pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune semicirculară - $A_S = 1 \text{ mm}^2$, presiunea hidraulică de 15 MPa și 20 MPa este prezentată în figura 9.13.

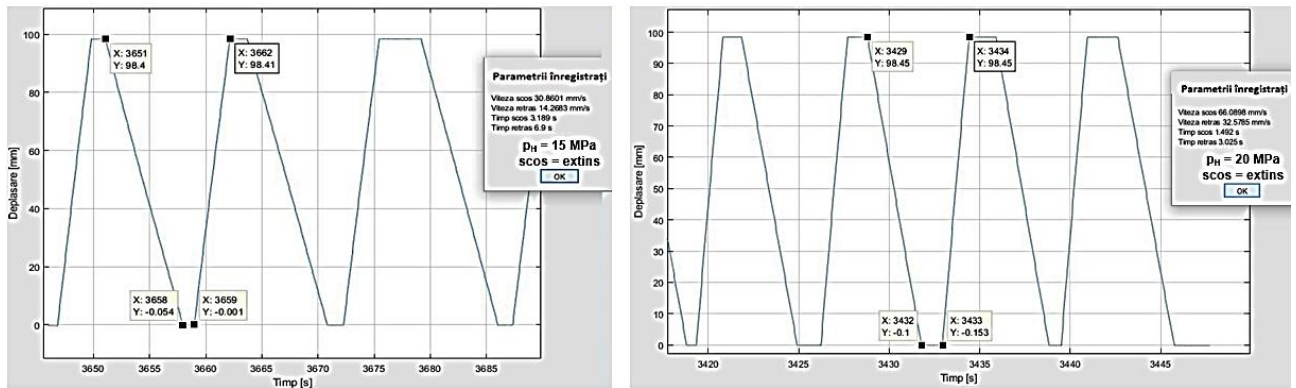


Fig. 9.13. Cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune *semicirculară* - $A_S = 1 \text{ mm}^2$

Cu cât aria secțiunii transversale a canalelor elicoidale este mai mică, cu atât scade viteza de deplasare a tijei și, implicit crește timpul de deplasare a tijei. De asemenea, viteza de deplasare a tijei este direct proporțională cu presiunea hidraulică, iar timpul de deplasare a tijei scade odată cu creșterea presiunii hidraulice, așa cum se prezintă în tabelul 9.3.

Tabelul 9.3. Sinteza rezultatelor programului de încercări experimentale

| Varianta de echipare | Parametri înregistrați | | | |
|--|--|----------|--|----------|
| | Presiunea hidraulică 15 MPa | | Presiunea hidraulică 20 MPa | |
| T 3000 N $A_T = 0,64 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 14,70915 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 30,8504 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 7,647 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 3,535 |
| D 3000 N $A_D = 0,8 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 19,0351 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 44,44575 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,8055 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 2,5025 |
| S 3000 N $A_S = 1 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 22,5642 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 49,33415 |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,0445 | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 2,2585 |

Pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune triunghiulară - $A_T = 0,64 \text{ mm}^2$, viteza medie de deplasare a tijei este de 14,70915 mm/s, la presiunea de 15 MPa, respectiv 30,8504 mm/s, la presiunea de 20 MPa, adică droselizarea maximă dintre cele trei variante cercetate experimental.

Pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune dreptunghiulară - $A_D = 0,8 \text{ mm}^2$, viteza medie de deplasare a tijei este de 19,0351 mm/s, la presiunea de 15 MPa, respectiv 44,44575 mm/s, la presiunea de 20 MPa, adică droselizarea medie dintre cele trei variante cercetate experimental.

Pentru cilindrul hidraulic de acționare la viraj echipat cu cămașa (droselul) cu canale elicoidale cu secțiune *semicirculară* - $A_S = 1 \text{ mm}^2$, viteza medie de deplasare a tijei este de 22,5642 mm/s, la

presiunea de 15 MPa, respectiv 49,33415 mm/s, la presiunea de 20 MPa, adică droselizarea minimă dintre cele trei variante cercetate experimental.

În concluzie, pentru acționarea la viraj a roții trenului anterior de aterizare al aeronavei IAR 99NG este preferată varianta medie, adică cea cu cilindrul hidraulic de acționare echipat cu o cămașă (drosel) cu canale elicoidale cu secțiune transversală dreptunghiulară (echiparea D), pentru că viteza unghiulară de viraj este situată între limitele de siguranță la viraj ale vitezei unghiulare de viraj, ca în tabelul 7.14 și în figura 7.23 din capitolul 7.

9.5. Comparație între rezultatele simulării și ale cercetării experimentale

Pentru analiza comparativă a parametrilor rezultați din cercetarea experimentală (tabelul 9.3) cu parametrii obținuți prin simulare numerică (tabelul 8.9) se consideră că cei mai importanți parametri sunt viteza medie a tijei pistonului V_{mt} și timpul mediu de extindere-retragere t_m .

Eroarea ε a fost calculată luând ca referință valorile experimentale, pe baza relației:

$$\varepsilon = \frac{|E-S|}{E} \quad (9.1)$$

în care E – reprezintă valoarea obținută pe baza determinării experimentale în capitolul 9 iar S – valoarea obținută prin simulare în capitolul 8.

Tabelul 9.4. Comparație între rezultatele simulării și ale cercetării experimentale

| Varianta de echipare | Parametri înregistrați | 15 MPa | | | 20 MPa | | |
|------------------------------------|--|------------|----------|-------------------|------------|----------|-------------------|
| | | Experiment | Simulare | ε [%] | Experiment | Simulare | ε [%] |
| T $A_T = 0,64$ mm^2 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 14,70915 | 15,783 | 7,31 % | 30,8504 | 33,102 | 7,29 % |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 7,647 | 7,127 | 6,80 % | 3,535 | 3,591 | 1,58 % |
| D $A_D = 0,8$ mm^2 | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 19,0351 | 19,930 | 4,70 % | 44,44575 | 46,534 | 4,69 % |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,8055 | 5,545 | 4,48 % | 2,5025 | 2,390 | 4,49 % |
| S $A_S = 1 \text{ mm}^2$ | V_{mt} - Viteza medie a tijei pistonului, mm/s | 22,5642 | 24,414 | 8,19 % | 49,33415 | 53,380 | 8,20 % |
| | t_m - Timp mediu extindere-retragere, s | 5,0445 | 4,662 | 7,58 % | 2,2585 | 2,087 | 7,59 % |

Pe baza datelor centralizate în tabelul 9.4 se constată că, în cazul vitezei medii a tijei pistonului V_{mt} erorile sunt cuprinse între 4,69% în cazul canalelor cu profil dreptunghiular (D) și 8,20% în cazul canalelor cu profil semicircular (S), iar în cazul timpilor medii de extindere-retragere t_m se înregistrează o variație a erorii între 1,58% pentru canalele cu profil triunghiular (T) și 7,59% în cazul canalelor cu profil semicircular (S).

În cazul vitezei medii V_{mt} , eroarea cea mai mică de 4,49% se înregistrează pentru echiparea D ($A_D = 0,8 \text{ mm}^2$).

Autorul consideră că aceste marje de eroare sunt pe deplin acceptabile având în vedere multitudinea de factori care pot influența valorile înregistrate prin cercetare experimentală și, respectiv, prin simulare.

Erorile determinate în tabelul 9.4 sunt importante în cazul adaptării rezultatelor tezei de doctorat pentru alte tipuri de aeronave, pentru dimensionarea și simularea funcționării sistemului pe prototipul virtual, în vederea realizării unui prototip fizic cât mai aproape de soluția optimă.

Capitolul 10. Contribuții privind analiza modurilor de defectare a trenurilor anterioare de aterizare și măsuri de reducere a riscurilor

10.1. Alegerea metodei de analiză

Una dintre cele mai importante metode de analiză în vederea reducerii riscurilor defectării este Failure Mode and Effects Analysis (FMEA), care a fost inițial dezvoltată de armata SUA și a fost utilizată ca tehnică pentru evaluarea fiabilității și efectelor defecțiunilor echipamentelor. Cu toate acestea, primele aplicații importante ale metodei FMEA sunt legate de dezvoltarea industriei aerospațiale la mijlocul anilor 1960. FMEA este o metodologie pentru analiza sistematică a modurilor de defectare, prioritizarea importanței acestora, identificarea mecanismelor de defectare ale sistemului, analiza modurilor potențiale de defectare și a efectelor acestor defectări, urmată de acțiuni corective, care se aplică atât în etapa conceptuală, cât și în etapa detaliată de proiectare a produsului. Toate abordările metodelor FMEA din literatura științifică [B05, F07, G02, G03, I02, K03, N06, O02, Z02, Z03] converg pentru a atinge trei obiective, și anume: capacitatea de a previziona tipul de defectare care poate apărea, capacitatea de a anticipa efectele defectării asupra funcționării sistemului și de a stabili pașii pentru prevenirea defectării și a efectelor sale asupra funcționării sistemului [B11, N06]. Datorită acestor avantaje, metoda FMEA este aplicată frecvent în domeniul aviației [A10, C04, D11, F06], fiind folosită inclusiv de către autor [N06].

10.8. Calculul Numărului Prioritar de Risc (RPN)

Pentru evaluarea riscurilor și prioritizarea îndepărtării cauzelor potențialelor defecte se utilizează Indicele de Risc sau Numărul Prioritar de Risc (Risk Priority Number – RPN), care se obține prin produsul a trei factori: frecvența de apariție, detecția și severitatea efectului, astfel:

$$\text{RPN} = \text{FRECVENȚA DE APARIȚIE} \times \text{DETECȚIA} \times \text{SEVERITATEA} \quad (10.1)$$

Spre exemplificare, în tabelul 10.4 se prezintă modul în care a fost calculat RPN pentru primele trei repere (cilindru superior, tijă cu piston și amortizor de șoc). Similar a fost calculat RPN și pentru celelalte repere, iar rezultatele au fost centralizate în tabelul 10.5.

Tabelul 10.4. Exemplu de calcul a RPN

| Modalitatea de defectare | Frecvența de apariție | Deteția | Severitatea | RPN |
|--------------------------|-----------------------|---------|-------------|-----|
| Rupere/spargere | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Rupere/spargere | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Pierderea etanșeității | 2 | 9 | 2 | 36 |

În general, utilizând criteriul priorității bazat pe RPN, ordinea priorităților trebuie să fie funcție de modalitatea de defectare cu RPN maxim către RPN minim. Majoritatea resurselor vor fi alocate pentru a îndepărta cauza defectului potențial cu RPN maxim.

În tabelul 10.4 și 10.5, **coloana 10**, RPN maxim este 36 (mai mare decât valoarea maximă admisă de 30), fiind specific pentru acele reperi sau subansambluri ale trenului anterior de aterizare care cuprind reperi fabricate din elastomeri (inele de etanșare, anvelope etc.).

10.9. Stabilirea măsurilor și a acțiunilor corective

Pentru stabilirea măsurilor și acțiunilor corective, modurile de defectare sunt ordonate descrescător începând cu valoarea maximă a RPN. Dacă valoarea RPN este mai mare decât cea acceptată (30), se impun măsuri și acțiuni corective, în vederea reducerii acestei valori. În acest sens, departamentul de asigurare a calității realizează și transmite documentația necesară privind acțiunile corective recomandate, modul de materializare a acțiunilor corective, precum și nominalizarea personalului calificat care să pună în practică aceste acțiuni corective. Reducerea valorii RPN se poate realiza prin reducerea valorilor celor trei factori al căror produs dau această valoare, respectiv frecvența de apariție, detecția și severitatea.

Nu sunt prevăzute acțiuni corective pentru reperi și subansamblurile din tabelul 10.5, **coloana 11** care au RPN = 10. Acțiunea corectivă pentru reperi și subansamblurile din tabelul 10.5, **coloana 11** cu **RPN = 36 > 30** este de a înscrie recomandările autorului (proiectantului), tabelul 10.5, **coloana 12**, în desenul de ansamblu al trenului anterior de aterizare, tabelul 10.5, **coloana 13**, prin care se asigură eliminarea modurilor de defectare specifice pentru reperi și subansamblurile care cuprind reperi fabricate din elastomeri.

Aceste recomandări sunt:

- pentru *amortizorul hidraulic de șoc* și pentru *dispozitivul de viraj comandat*: în desenul de ansamblu se specifică „înlocuirea inelelor de etanșare după 8000 de aterizări sau după 8 ani (care expiră prima)”;
- Pentru *pneu*: în desenul de ansamblu se specifică „înlocuirea pneurilor după 5000 de aterizări sau după 7 ani (care expiră prima), în caz de uzură excesivă sau fisuri adânci”

10.10. Recalcularea Numărului Prioritar de Risc

Dacă RPN-ul este peste limita acceptabilă stabilită, se impun acțiuni corective după aplicarea cărora se recalculază RPN. În cazul Metodei FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare, tabelul 10.5, **coloanele 14 – 17** a fost necesar să se recalculeze RPN pentru valorile calculate anterior, care

au fost mai mari sau egale cu limita maximă stabilită $RPN = 30$. Astfel pentru cele trei reperi pentru care s-au introdus acțiuni corective (amortizorul hidraulic de șoc, dispozitivul de viraj comandat și pneu), frecvența de apariție a fost modificată de la nota 2 la nota 1 și, în consecință, a fost recalculat RPN la valoarea de $18 < 30$ (tabelul 10.5).

10.11. Metoda FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare

În tabelul 10.5 se prezintă în detaliu aplicarea metodei FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare al aeronavei IAR 99NG, așa cum a fost prezentat mai sus în subcapitolele 10.2 – 10.10.

10.12. Concluzii privind folosirea metodei FMEA pentru proiectare

Beneficiile metodei FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare constau în folosirea cunoștințelor întregii echipe participante la analiza și la proiectarea trenului anterior de aterizare al aeronavei în vederea evitării defectelor datorate proiectării. Metoda folosită îmbunătățește calitatea, fiabilitatea și siguranța proiectului și, implicit, ajută la creșterea satisfacției și a siguranței utilizatorilor produsului. De asemenea, se reduce timpul de dezvoltare a proiectului, se reduc costurile proiectării și se identifică riscurile și caracteristicile critice pentru calitatea proiectului.

Aplicarea metodei FMEA privind proiectarea trenului anterior de aterizare proiectat în cadrul tezei de doctorat permite formularea următoarelor concluzii:

- a. Valoarea redusă a RPN (sub 30) pentru majoritatea reperelor demonstrează corectitudinea soluțiilor adoptate în proiectare și ne asigură de faptul că nu se impun acțiuni corective asupra proiectului pentru aceste reperi/subansambluri;
- b. Determinarea depășirii pragului maxim al RPN pentru trei reperi (amortizorul hidraulic de șoc, dispozitivul de viraj comandat și pneu) permite îmbunătățirea proiectului prin includerea unor note tehnice în desenele de ansamblu, respectiv: „înlocuirea inelelor de etanșare după 8000 de aterizări sau după 8 ani (care expiră prima)” pentru amortizorul hidraulic de șoc și pentru dispozitivul de viraj comandat și „înlocuirea pneurilor după 5000 de aterizări sau după 7 ani (care expiră prima), în caz de uzură excesivă sau fisuri adânci” pentru pneu. Aceste măsuri permit refacerea estimării frecvenței de apariție a defectării de la nota 2 la nota 1 și reducerea RPN de la 36 la 18, care se încadrează astfel în limita maximă admisă de 30.

Tabelul 10.5. Metoda FMEA pentru proiectarea trenului anterior de aterizare

| Denumire reper sau subsansamblu | Funcția în cadrul trenului anterior de aterizare | Modul potențial de defectare | Efectul potențial al defectării | Cauza potențială a defectării | Condițiile existente | | | | Rezultatele acțiunilor corective | | | | | | | |
|------------------------------------|---|------------------------------|---------------------------------|---------------------------------------|--|-----------------------|-------------|---------|----------------------------------|-------------------------------|------------------------------------|--|-----------------------|-------------|---------|-----|
| | | | | | Controlare, încercări curente | Frecvența de apariție | Severitatea | Detecta | RPN | Acțiuni corective recomandate | Responsabil cu acțiunile corective | Acțiuni corective | Frecvența de apariție | Severitatea | Detecta | RPN |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 |
| Cilindrul superior | Sistem de susținere și de rulare | Rupere / spargere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Tijă cu piston | Sistem de susținere și de rulare | Rupere / spargere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Amortizor hidraulic de soc | Absorbe și disipează energia cinetică a impactului de aterizare | Pierderea etanșării | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 2 | 9 | 2 | 36 | Coloana 13 | | În desenul de ansamblu se specifică înlocuirea melior de etanșare după 8000 de aterizări sau la 8 ani (care expiră prima) | 1 | 9 | 2 | 18 |
| Ax de rotație | Sistem de susținere și de rulare | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Urechii pentru cilindrul hidraulic | Extinderea și retragerea trenului de aterizare anterior | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Dispozitiv de viraj comandat | Permite virajul aeronavei în timpul rătăirii la sol | Pierderea etanșării | Țrece în regim ROATĂ LIBERĂ | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 2 | 9 | 2 | 36 | Coloana 13 | Ing. Bogdan-Adrian Nicolin | În desenul de ansamblu se specifică înlocuirea melior de etanșare după 8000 de aterizări sau la 8 ani (care expiră prima) | 1 | 9 | 2 | 18 |
| Came de aliniere | Permit alinierea roții trenului anterior | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Bratul superior de torsiune | Amortizare la rulare pe pistă | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Bratul inferior de torsiune | Amortizare la rulare pe pistă | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Articulație cardiacă | Sistem de susținere și de rulare | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Boit articulație | Amortizare la rulare pe pistă | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Furca roții | Sistem de susținere și de rulare | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Axul roții | Suport pentru roată | Rupere | Catastrofic | Dimensionare și alegerea materialului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Jantă | Suport pentru pneu | Rupere | Deteriorarea trenului anterior | Spargerea pneului | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 1 | 10 | 1 | 10 | Nu sunt | | Nu sunt | 1 | 10 | 1 | 10 |
| Pneu | Sistem de susținere și de rulare | Spargere | Deteriorarea jantei | Suprasarcină | Încercare la oboseală a prototipului (20000 cicluri) | 2 | 9 | 2 | 36 | Coloana 13 | | În desenul de ansamblu se specifică înlocuirea pneurilor după 5000 de aterizări sau la 7 ani (care expiră prima), în caz de uzură excesivă sau fisuri adânci | 1 | 9 | 2 | 18 |

Capitolul 11. Concluzii finale și contribuții principale privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament

11.1. Concluzii finale

Studiul stadiului actual al cercetărilor și realizărilor privind trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament, în general, și cele referitoare la sistemul de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare, în particular, precum și cercetările dezvoltate în cadrul tezei de doctorat permit formularea unor concluzii finale ale lucrării care pot fi sintetizate după cum urmează.

1. Îmbunătățirea performanțelor avioanelor militare de școală și antrenament din dotarea Armatei Române este o problemă de cercetare actuală, dezvoltările tehnologice în această direcție fiind necesare și oportune. Având în vedere invazia militară a Federației Ruse în Ucraina, foarte aproape de granițele României, autorul consideră că orice îmbunătățire adusă aeronavelor militare de școală și antrenament existente (IAR 99, IAR 99SM), precum și aeronavelor viitoare (IAR 99NG), ale Armatei Române constituie un mare avantaj. Dotarea acestora cu un sistem de viraj comandat al roții trenului anterior de aterizare permite viitorilor piloți militari să se antreneze și să dobândească abilități de utilizare a acestui sistem prezent pe aeronavele militare existente F16, respectiv F35, care vor fi achiziționate în viitorul apropiat de către Armata României.
2. Aeronavele militare de școală și antrenament ale Armatei Române (IAR 99 și IAR 99SM) nu au sistem pentru virajul comandat al roții trenului anterior de aterizare, dar la viteze de deplasare reduse, pot vira prin frânarea diferențiată stânga-dreapta, cu mențiunea că virajul nu este foarte precis și presupune consumul unei cantități mai mari de combustibil.
3. Sistemul de viraj comandat, conceput de autor pe durata studiilor doctorale, permite efectuarea de viraje comandate ale roții trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament și eliminarea oscilațiilor shimmy pe tot timpul funcționării. Autorul a fost implicat activ în activitatea de cercetare teoretică și experimentală, începând cu anul 2018, cu privire la proiectarea unui sistem de viraj comandat pentru aeronava IAR 99NG, care poate fi adaptat foarte ușor la celelalte aeronave militare de școală și antrenament (IAR 99 și IAR 99SM).
4. Trenul de aterizare este un sistem complex compus din elemente structurale, mecanisme, componente hidraulice, componente electrice, componente de absorbție și de disipare a energiei de impact, dispozitive împotriva oscilațiilor shimmy și roți cu anvelope care sunt puternic solicitate și fac parte din clasa conform NA 19500, fiind elemente de importanță vitală pentru aeronavă.
5. Producătorii de trenuri de aterizare fac cercetări teoretice și experimentale pentru înglobarea conceptului MEA - More Electric Aircraft, dar până în prezent rezultatele cercetărilor sunt folosite doar la aeronavele comerciale de mari dimensiuni. O soluție tehnică care îmbină acționarea electrică și cea hidraulică este acționarea electro-hidrostatică EHA (Electro Hydrostatic Actuation) care înglobează motoare electrice, pompe hidraulice și actuatore specializate, guvernate de un controler comun și cu un sistem software propriu.

6. Cel mai important subsistem al sistemului de viraj comandat este dispozitivul de comandă a virajului. Pentru proiectarea acestuia au fost folosite soluții constructive originale, brevetate de către autor (brevet acordat de către OSIM).
7. În cadrul tezei a fost determinată ecuația stabilității la viraj și, respectiv, curba stabilității la viraj care permit delimitarea zonei de stabilitate la viraj: la viteze mai mici decât 5 m/s, unghiul de viraj al roții γ poate lua valoarea maximă de 45° și, odată cu creșterea vitezei de rulare a avionului, unghiul de viraj al roții γ este din ce în ce mai limitat, ajungând la valoarea maximă admisă de $2,5^\circ$ la viteza de 40 m/s. La valori ale vitezei mai mari de 40 m/s, roata trenului anterior de aterizare devine roată liberă și variația unghiului γ cu viteza își pierde sensul.
8. Tehnologia de montaj proiectată de către autor stabilește toate elementele de detaliu privind montajul cilindrilor hidraulici de acționare (brevet autor), montajul blocului hidraulic și montajul dispozitivului de viraj comandat.
9. Calcul principalelor mărimi caracteristice ale trenului de aterizare al unei aeronave militare de școală și antrenament, prin adaptarea metodologiilor existente în literatura de specialitate, la cazul concret al aeronavei IAR 99NG, a permis determinarea sarcinilor dezvoltate la aterizare, poziției trenurilor de aterizare, stabilității aeronavei la aterizare, precum și stabilirea razei de întoarcere la 180° .
10. Pentru pre-dimensionarea actuatorilor de viraj poate fi utilizată metoda empirică de determinare a frecării la viraj, dar pentru proiectarea de detaliu este necesar să fie utilizată metoda analitică.
11. Calculul cinematicii de acționare la viraj cu sistemul format de cei doi cilindri hidraulici (soluție brevetată) a permis determinarea variației momentului activ maxim pentru executarea virajului și a vitezei unghiulare de viraj în funcție de unghiul de viraj, dependențe utilizate în dimensionarea finală a sistemului de acționare format din cei doi cilindri hidraulici.
12. Pe baza analizei multicriteriale, s-a stabilit că cea mai adecvată anvelopă care poate fi utilizată pentru sistemul proiectat este o anvelopă Aircraft Rib 18x5.5, cu reperul 185P4HG, Ply Rating 14, TL (tubeless), viteză nominală 239 mph notată de către autor TA1.
13. Pe baza simulării funcționării dispozitivului de viraj comandat și a calculului rezistenței hidraulice a cămășilor interioare (drosel) cu canale elicoidale diferite (T - triunghiular, D - dreptunghiular și S - semicircular) pentru fiecare variantă de echipare a cilindrilor hidraulici de acționare, s-a stabilit că cei mai buni parametri îi oferă soluția cu canale cu profil dreptunghiular.
14. Pe baza cercetărilor experimentale, s-a confirmat faptul că cei mai buni parametri îi oferă soluția cu canale cu profil dreptunghiular, iar din analiza comparativă a datelor rezultate din cercetarea experimentală cu datele obținute prin simulare numerică se constată că în cazul vitezei medii a tijei pistonului erorile sunt cuprinse între 4,69% în cazul canalelor cu profil dreptunghiular, 8,20% în cazul canalelor cu profil semicircular, iar în cazul timpilor medii de extindere-retragere se înregistrează o variație a erorii între 1,58% pentru canalele cu profil triunghiular și 7,59% în cazul canalelor cu profil semicircular. Se consideră că aceste marje de eroare sunt pe deplin acceptabile având în vedere multitudinea de factori care pot influența valorile înregistrate prin cercetare experimentală și, respectiv, prin simulare.

15. Analiza modurilor de defectare a trenului anterior de aterizare a stabilit că depășirea pragului maxim al RPN pentru trei repere (amortizorul hidraulic de șoc, dispozitivul de viraj comandat și pneu) permite îmbunătățirea proiectului prin includerea unor note tehnice în desenele de ansamblu.

11.2. Contribuții principale privind creșterea performanțelor trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament

În raport cu stadiul actual și direcțiile de cercetare – dezvoltare privind trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament, s-a stabilit ca **obiectiv principal al activității de cercetare - dezvoltare în cadrul tezei de doctorat: Reproiectarea trenului anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament fabricate în România, având ca element central cercetarea-dezvoltarea unui sistem de viraj comandat, în scopul creșterii performanțelor trenului și creării unor condiții mai bune pentru antrenarea piloților militari.**

Alte **obiective specifice** ale activității de cercetare - dezvoltare în cadrul tezei de doctorat constau din:

- Proiectarea de detaliu a celor mai importante subsisteme ale trenului anterior de aterizare, respectiv a dispozitivului de viraj comandat și a sistemului de viraj comandat;
- Determinarea caracteristicilor constructiv-funcționale ale trenului anterior de aterizare;
- Simularea funcționării dispozitivului de viraj comandat;
- Validarea pe cale experimentală a rezultatelor obținute după concepția, proiectarea și simularea dispozitivului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare.

Contribuțiile relevante privind activitatea de cercetare și dezvoltare în cadrul tezei de doctorat, pentru atingerea obiectivului principal și, respectiv, obiectivelor specifice, în raport cu metodologia de cercetare-dezvoltare se consideră a fi următoarele:

- Concepția și proiectarea dispozitivului electro-mecano-hidraulic de comandă și execuție a virajului care include caracteristicile tehnice ale dispozitivului de viraj (v. § 5.2);
- Alegerea și integrarea servovalvei MOOG care primește comanda electrică din cabina piloților și comandă execuția hidro-mecanică a virajului (v. § 5.3).
- Concepția și proiectarea cilindrilor hidraulici de acționare cu cămașă interioară (drosel) pentru reducerea vitezei de deplasare la extindere și la retragere, deci reducerea vitezei unghiulare de viraj și determinarea caracteristicilor tehnice ale acestora, prin soluții originale brevetate de către autor (v. § 5.4).
- Concepția și proiectarea barelor de egală rezistență la încovoiere care transmit mișcarea de viraj de la cilindrii hidraulici de acționare către subansamblul rotitor al trenului anterior de aterizare și elaborarea calculului de rezistență al acestora (v. § 5.5).
- Proiectarea unor supape speciale necesare funcționării sistemului de viraj comandat, respectiv: două supape de izolare și protecție, o supapă de suprapresiune și o supapă de aerisire (v. § 5.6).
- Concepția unui sistem de etanșare și stabilirea tuturor caracteristicilor acestui sistem folosit la dispozitivul electro-mecano-hidraulic de comandă și execuție a virajului (v. § 5.4 și 5.7).

- Concepția și stabilirea specificațiilor tehnice ale sistemului de viraj comandat pentru roata trenului anterior de aterizare; stabilirea condițiilor în care sistemul de viraj comandat asigură funcționarea cu roată comandată și, respectiv, roată liberă și cercetarea teoretico-experimentală a tuturor aspectelor care țin de cele două regimuri de funcționare; stabilirea unui ciclu complet de funcționare: ieșirea din hangar, taxiing, decolare, zbor de antrenament, aterizare, taxiing, gararea în hangar (v. § 5.8).
- Realizarea unor modele matematice cu privire la relația dintre unghiul de viraj al roții, unghiul de comandă al palonierului și viteza de rulare și stabilirea, pe această bază, a condițiilor de stabilitate la viraj, precum și stabilirea zonei și a ecuației curbei de stabilitate la viraj (v. § 5.8).
- Proiectarea tehnologiei de montaj a cilindrilor hidraulici de acționare și normarea operațiilor de montaj (v. § 6.2).
- Proiectarea tehnologiei de montaj a blocului hidraulic și normarea operațiilor de montaj (v. § 6.3).
- Proiectarea tehnologiei de montaj a dispozitivului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare și normarea operațiilor de montaj (v. § 6.4).
- Concepția și utilizarea unei metode de calcul a trenului de aterizare al unei aeronave militare de școală și antrenament: sarcinile dezvoltate la aterizare, poziția trenurilor de aterizare, stabilitatea aeronavei la aterizare și determinarea razei de întoarcere la 180° prin adaptarea metodologiilor existente în literatura de specialitate, la cazul concret al aeronavei IAR 99NG (v. § 7.1).
- Concepția și utilizarea unei metode de selecție a anvelopelor pentru trenul de aterizare al unei aeronave militare de școală și antrenament pe baza aplicării clasificării Taguchi și a metodologiei de analiză multicriterială AHP (v. § 7.2).
- Concepția și utilizarea a două metode de calcul a momentului de frecare la viraj pentru roata trenului anterior de aterizare pentru aeronavele militare de școală și antrenament utilizate în dimensionarea cilindrilor hidraulici de acționare la viraj (v. § 7.3).
- Concepția și realizarea calculului cinematicii de acționare la viraj cu doi cilindri hidraulici pentru trenul anterior de aterizare (soluție brevetată) al aeronavelor militare de școală și antrenament (v. § 7.4).
- Concepția și utilizarea unei metode de calcul a parametrilor funcționali ai dispozitivului de viraj al trenului anterior de aterizare pentru aeronavele militare de școală și antrenament (v. § 7.5).
- Calculul parametrilor funcționali ai dispozitivului de viraj comandat al trenului anterior de aterizare pentru aeronavele militare de școală și antrenament utilizând aplicația Mathcad și analiza grafică a rezultatelor calculului (v. § 7.6).
- Pregătirea pentru importul în SIMSCAPE a subsansamblelor funcționale ale trenului anterior de aterizare (fixe și rotitoare) și ale dispozitivului de viraj proiectate în CATIA sub forma modelelor 3D reduse (v. § 8.2).
- Importul subsansamblelor funcționale ale trenului anterior de aterizare și ale dispozitivului de viraj comandat, sub forma modelelor 3D reduse în SIMSCAPE și, apoi, simularea cu aplicația SIMULINK (v. § 8.3).

- Calculul rezistenței hidraulice a cămășilor interioare (drosel) cu canale elicoidale diferite (T - triunghiular, D - dreptunghiular și S - semicircular) pentru fiecare variantă constructivă a cilindrilor hidraulici de acționare (v. § 8.4).
- Proiectarea programului de simulări pentru virajul roții trenului anterior de aterizare cu dispozitivul de viraj comandat, cu cilindrii hidraulici de acționare (v. § 8.5).
- Prelucrarea rezultatelor simulării virajului roții trenului anterior de aterizare (v. § 8.6).
- Concepția și realizarea unui stand pentru cercetarea experimentală a cilindrilor hidraulici de acționare în vederea validării rezultatelor simulării (v. § 9.1 - § 9.2).
- Proiectarea programului de cercetări experimentale a cilindrilor hidraulici de acționare echipați succesiv cu trei cămăși interioare (drosel) cu canale elicoidale diferite (T – triunghiular, D - dreptunghiular și S - semicircular) (v. § 9.3).
- Realizarea cercetărilor experimentale a cilindrilor hidraulici de acționare (v. § 9.4).
- Realizarea analizei comparative a parametrilor rezultați din cercetarea experimentală cu parametrii obținuți prin simulare numerică și calculul diferențelor procentuale între cele două metode de determinare (v. § 9.4). Erorile determinate (4,69 % pentru viteza medie a tijeii pistonului și 4,49% pentru timpul mediu de extindere-retragere, pentru canale cu profil dreptunghiular) sunt importante în cazul adaptării rezultatelor tezei de doctorat pentru alte tipuri de aeronave, pentru dimensionarea și simularea funcționării sistemului, pe prototipul virtual în vederea realizării unui prototip fizic cât mai aproape de soluția optimă.
- Analiza modurilor de defectare a trenului anterior de aterizare, stabilirea unor măsuri de reducere a riscurilor folosind metode avansate de analiză de tip FMEA pentru proiect și îmbunătățirea proiectului inițial prin completarea documentației (v. § 10).

* * *

Prezenta teză de doctorat prin modul de abordare, rezultatele teoretice și practice obținute, dezvoltă condițiile pentru cercetarea-dezvoltarea și producția unui sistem de viraj comandat pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament fabricate în România și pentru realizarea unui tren anterior de aterizare cu performanțe ridicate, similare avioanelor de luptă F16.

Importanța științifică a prezentei teze de doctorat este susținută de contribuțiile aduse la studiul, cercetarea teoretico-experimentală și calculul unor caracteristici constructiv-funcționale privind sistemul de viraj comandat pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament fabricate în România, care elimină complet fenomenul shimmy.

Importanța practică a tezei de doctorat are ca element de bază faptul că metodologia de cercetare – dezvoltare, modelele și mijloacele de lucru, datele și rezultatele efective ale cercetărilor realizate reprezintă un sistem - suport util studenților, cadrelor didactice, organizațiilor, specialiștilor și organizațiilor din industria de aviație a României, după caz și pot fi ușor adaptate pentru alte tipuri de aeronave.

Problematika sistemului de viraj comandat pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare de școală și antrenament necesită o activitate de cercetare - dezvoltare continuă și analitică, de determinare a soluțiilor optime pe măsură ce progresul tehnic, tehnologic și apariția unor materiale noi impun soluții noi, inovative.

În același timp, teza de doctorat deschide noi direcții de cercetare, dintre care cele mai importante se consideră a fi următoarele:

1. Adaptarea sistemului de viraj comandat, proiectat în cadrul tezei, pentru alte tipuri de aeronave.
2. Dezvoltarea unui sistem de viraj comandat pentru trenul anterior de aterizare al avioanelor militare, cu acționare electro-mecanică.
3. Efectuarea unui studiu comparativ între sistemul de viraj comandat electro-mecanic vs. electro-mecano-hidraulic.

Bibliografie

- [A01] * * *, 300M Alloy steel. <https://dynamicmetalsltd.com/products/alloy-steel/300m/> (accesat la 17.08.2023).
- [A02] * * *, AerMet® 100 alloy. Data Sheet. <https://www.ssa-corp.com/documents/Data%20Sheet%20AerMet100.pdf> (accesat la 17.08.2023).
- [A03] * * *, Aircraft Landing Gear Design & Development. <https://www.infosys.com/engineering-services/white-papers/documents/landing-gear-design-and-development.pdf> (accesat la 28.08.2023).
- [A04] Arena, M., Ambrogiani, P., Raiola, V., Bocchetto, F., Tirelli, T., Castaldo, M., *Design and Qualification of an Additively Manufactured Manifold for Aircraft Landing Gears Applications*. Aerospace 2023, 10, 69. <https://doi.org/10.3390/aerospace10010069>.
- [A05] Arunagiri, P., Vijayakumar, M., Ayesha Khan, S.P., *Structural analysis and materials deformations of landing gear*, ScienceDirect, Materials Today: Proceedings, Copyright © 2022 Elsevier Ltd.
- [A06] Ahmad, M.A., Ali Shah, S.I., Khan, S.A., Khan, H.A., Shams, T.A., *A Novel Framework for Qualification of a Composite-Based Main Landing Gear Strut of a Lightweight Aircraft*, Polymers 2023, 15, 1402. <https://doi.org/10.3390/polym15061402>
- [A07] Al-Hussaini, A. A., *Aircraft Design. Chapter Five: Undercarriage Layout Design*. UOT. Mechanical Department / Aeronautical Branch, 2014/2015 (accesat la 28.08.2023).
- [A08] * * *, *Aircraft Landing Gear Systems*. Chapter 13. <https://hangarmma.com.br/blog/wp-content/uploads/2019/03/Chapter-13-Aircraft-Landing-Gear-Systems.pdf> 2019. (accesat la 28.08.2023).
- [A09] Arena, M., Chiariello, A., Castaldo, M., Di Palma, L., *Vibration Response Aspects of a Main Landing Gear Composite Door Designed for High-Speed Rotorcraft*, MDPI Aerospace 2021, 8, 52. <https://doi.org/10.3390/aerospace8020052>, Basel, Switzerland, Aerospace, 2021.
- [A10] Asi, O., Yeşil, Ö. *Failure analysis of an aircraft nose landing gear piston rod end*, Elsevier, Engineering Failure Analysis Vol. 32 (2013) pp. 283–291, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2013.04.011>.

- [A11] Antunes, R.A., Salvador, C.A.F., Oliveira, M., *Materials Selection of Optimized Titanium Alloys for Aircraft Applications*, Materials Research, 2018; 21(2): e20170979. DOI: <http://dx.doi.org/10.1590/1980-5373-MR-2017-0979>
- [A12] * * *, *Aviation Hydraulics – What Is It and How Does It Work?* January 20th, 2017 <https://flytekgse.com/2017/01/20/aviation-hydraulics-2/> (accesat la 28.11.2023).
- [A13] * * *, *Aircraft EHA Actuators*. <https://www.moog.com/products/actuators-servoactuators/actuation-technologies/electrohydrostatic/aircraft-eha.html> (accesat la 28.11.2023).
- [A14] * * *, *Aircraft Landing Gear Systems*. Chapter 13, pp 13-1/13-96, 2022 <https://easapart66.academy/faa-ap/aircraft-landing-gear-systems/> (accesat la 04.12.2023).
- [A15] * * *, *Aircraft hydraulic and pneumatic power systems*. Chapter 12. <https://easapart66.academy/faa-ap/hydraulic-pneumatic-power-systems/> (accesat la 04.12.2023).
- [A16] * * *, *Aeroshell hydraulic fluid 41*. <https://www.shell-livedocs.com/data/published/en/1cc219bc-172b-42eb-bf9d-d74d22151b34.pdf> (accesat la 22.12.2023).
- [A17] Alexis, J., *Metoda Taguchi în practica industrială – Planuri de experiențe*, București, Editura Tehnică, 1998, ISBN 9733113522, 9789733113522.
- [A18] ***, *Seal Twister Installation Tools*, <https://www.amazon.com/AutoWanderer-Tool-Twister-Installation-Tools/dp/B0B8S4PHJ4?th=1>, (accesat la 15.05.2024)
- [A19] ***, *AHP Priority Calculator*, <https://bpmmsg.com/ahp/ahp-calc.php>, (accesat la 15.05.2024)
- [B01] * * *, *B737 Steering Tiller FO with Handle*. <https://www.fsc.it/Product.aspx?lang=ENG&ID=95c66a09-9b33-4442-844e-bd7f6dfd037d> (accesat la 18.03.2023).
- [B02] Boyd, S., Kim, S.J., Vandenberghe, L., Hassibi, A., *A Tutorial on Geometric Programming, Optimization and Engineering*, (2007)-8, pp. 67–127, 2007 DOI: [10.1007/s11081-007-9001-7](https://doi.org/10.1007/s11081-007-9001-7).
- [B03] Belie, R., *Nontechnical Barriers to Multidisciplinary Analysis and Optimisation in the Aerospace Industry*, AIAA Paper No. 2002-5439, September 2009.
- [B04] Baran, D., Tataru, S. Petre, M., *Preliminary Estimation Methods for the Definition of the Landing Gear*. INCAS BULLETIN, Volume 10, Issue 3/ 2018, pp. 187 – 197. DOI: [10.13111/2066-8201.2018.10.3.16](https://doi.org/10.13111/2066-8201.2018.10.3.16) 2018.
- [B05] Bluvband, Z., Grabov, P., Naskar, O., *Expanded FMEA (EFMEA)*, Annual Symposium Reliability and Maintainability, 2004 - RAMS, Los Angeles, CA, USA, 2004, pp. 31-36, DOI: [10.1109/RAMS.2004.1285419](https://doi.org/10.1109/RAMS.2004.1285419).
- [B06] Brando, G. Dannier, A., Di Noia, L.P., *Design of a PMSM for the Electric Steering of the Nose Landing Gear*, International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM), Capri, Italy, 2016, pp. 371-375, DOI: [10.1109/SPEEDAM.2016.7525892](https://doi.org/10.1109/SPEEDAM.2016.7525892).

- [B07] Bennett, J.W. Mecrow, B.C., Atkinson, D.J., Maxwell, C., Benarous, M., *Fault-tolerant electric drive for an aircraft nose wheel steering actuator*, Published in IET Electrical Systems in Transportation Volume 1, Issue 3, September 2011, p. 117 – 125. DOI: [10.1049/iet-est.2010.0054](https://doi.org/10.1049/iet-est.2010.0054), 2011, Print ISSN 2042-9738, Online ISSN 2042-9746.
- [B08] Brando, G. Dannier, A., Di Noia, L.P., *Electric Steering for Aircraft Nose Landing Gears using Axial-Flux Permanent-Magnet Motors*, 2016 XXII International Conference on Electrical Machines (ICEM), Lausanne, Switzerland, 2016, pp. 761-767, DOI: [10.1109/ICELMACH.2016.7732612](https://doi.org/10.1109/ICELMACH.2016.7732612), 2016.
- [B09] Bliznova, T.B., Obolenskii, Yu.G., Polkovnikov, V.A., *Mathematical Models and Algorithms of Parametric Synthesis of Actuators of Control Drives of a Maneuvering Aircraft*, ISSN 1064-2307, Springer Journal of Computer and Systems Sciences International, 2009, Vol. 48, No. 4, pp. 637–648. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1064230709040170>, 2009.
- [B10] Bhosale, A., Pachapuri, S., *Design and Analysis of Nose Landing Gear Lug Component of LCA Navy Aircraft*, International Research Journal of Engineering and Technology, (IRJET). Volume: 03 Issue: 06 June-2016, pp 907-911. e-ISSN: 2395 -0056 p-ISSN: 2395-0072
- [B11] Bluvband, Z., Grabov, P., *Failure analysis of FMEA*, 2009 Annual Reliability and Maintainability Symposium, Fort Worth, TX, USA, 2009, pp. 344-347, DOI: [10.1109/RAMS.2009.4914700](https://doi.org/10.1109/RAMS.2009.4914700) Publisher: IEEE.
- [B12] * * *, *Processing*. Britannica. Science. Rubber chemical compound. <https://www.britannica.com/science/rubber-chemical-compound/Processing>. (accessed: 22.12.2023).
- [B13] * * *, *Charles Goodyear*. Britannica. <https://www.britannica.com/biography/Charles-Goodyear>. (accessed: 22.12.2023).
- [C01] Cavallo, A., Russo, A., Canciello, G., *Hierarchical control for generator and battery in the more electric aircraft*, SCIENCE CHINA, Vol. 62 192207:1–192207:14. DOI: <https://doi.org/10.1007/s11432-018-9784-1> 2019.
- [C02] Currey N.S., *Aircraft Landing Gear Design Principles and Practices*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 370 L'Enfant Promenade, S.W., Washington, D.C. 20024.
- [C03] Ceylan, Z., *Design of landing gear for Hürkuş*, Istanbul Technical University, Department of Aeronautical Engineering, 2017.
- [C04] Chang Y-J, Hsu H-K, Hsu T-H, Chen T-T, Hwang P-W. *The Optimization of a Model for Predicting the Remaining Useful Life and Fault Diagnosis of Landing Gear*, Aerospace. 2023; 10(11):963. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace10110963>.
- [C05] * * *, *NR – Natural Rubber*, Elastomers - Polymer Database. <https://polymerdatabase.com/Elastomers/Isoprene.html> (accesat la 21.12.2023).
- [D01] * * *, *Deviant art*, <https://www.deviantart.com/comradeloganov/art/Nakajima-A9He1-N-Wade-Type-2-Floatplane-Fighter-372284570> (accesat la 02.09.2023).

- [D02] Dionisio, H. J., Santiciolli, F.M., Eckert, J.J., Dedini, F., *The influence of tire characteristics on shimmy stability*, 23rd ABCM International Congress of Mechanical Engineering December 6-11, 2015, Rio de Janeiro, RJ, Brazil. DOI: [10.20906/CPS/COB-2015-0363](https://doi.org/10.20906/CPS/COB-2015-0363).
- [D03] De Stefano, G., Natale, N., Reina, G.P., Piccolo, A., *Computational Evaluation of Aerodynamic Loading on Retractable Landing-Gears*, MDPI Aerospace 2020, 7, 68. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace7060068>, 2020.
- [D04] Dubey, A., Undavalli, V.K., Gupta, S.S., Bodramoni, B., *Landing Gear of an Aircraft Structure: A Review*, International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT). ISSN: 2278-018. IJERTV4IS120005 www.ijert.org. Vol. 4 Issue 12, 2015.
- [D05] De Martin, A., Jacazio, G., Sorli, M., *Simulation of Runway Irregularities in a Novel Test Rig for Fully Electrical Landing Gear Systems*, Aerospace, 2022, 9, 114. DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace9020114> (accesat la 28.12.2023).
- [D06] Dawson, D., Askin, R.G., *Optimal new product design using quality function deployment with empirical value functions*, Quality And Reliability Engineering International, 15: 17–32 (1999), 1999 John Wiley & Sons, Ltd.
- [D07] Duan, S.; Li, Y.; Cao, Y.; Wang, X.; Li, X.; Zhao, Z., *Health Assessment of Landing Gear Retraction/Extension Hydraulic System Based on Improved Risk Coefficient and FCE Model*, Appl. Sci, 2022, 12, 5409. DOI: <https://doi.org/10.3390/app12115409> 2022 (accesat la 28.12.2023).
- [D08] Dale, B.G., *Managing quality*, Fourth Edition, Blackwell Publishing Ltd, ISBN 0–631–23614–7, 2003.
- [D09] * * *, *Dress publishable executive summary*, Messier-Bugatti Groupe Safran. 2010 (accesat la 28.11.2023).
- [D10] * * *, *DRESS presentation*, Aerodays 2011, Palacio Municipal de Congresos de Madrid, 2011 (accesat la 28.11.2023).
- [D11] Diltemiz, F. S., *Failure Analysis of Aircraft Main Landing Gear Cylinder Support*, Engineering Failure Analysis (2021), DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2021.105711> 2021.
- [D12] Di Leo, R., De Fenza, A., Barile, M., Lecce, L., *Drop test simulation for an aircraft landing gear via multi-body approach*, Archive of mechanical engineering, Vol. LXI 2014 Number 2, Department of Industrial Engineering – Aerospace section, University of Naples Federico II, Naples – Italy 2014.
- [D13] Dutta, A., *Design and analysis of nose landing gear*, International Research Journal of Engineering and Technology, Volume: 03 Issue: 10. e-ISSN: 2395 -0056, p-ISSN: 2395-0072 2016.
- [D14] Denti, E., Di Rito, G., Galatolo, R., Schettini, F., *All-electric flight control system and landing gear system models for power assessment studies*, 3AF / CEAS Conference "Greener Aviation: Clean Sky breakthroughs and worldwide status", Mar 2014, Bruxelles, Belgium, hal-01686430.

- [D15] Feng, D., Jiang, C., Lu, M., Ye, C., Li, S., *Fault diagnosis of hydraulic system of aircraft landing gear based on TSFFCNN-PSO-SVM*, Journal of Aerospace Power 2022, 39(1): 20220111, DOI : [10.13224/j.cnki.jasp.20220111](https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20220111) 2022 (accesat la 20.11.2023).
- [D16] Ding, J., Feng, G., Liu, P., *Influence of structural torsional degree of freedom on nose landing gear shimmy*, DOI: <https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-3464356/v1> 2023 (accesat la 28.11.2023).
- [E01] Earley, E. *How does an aircraft steer while taxiing on a runway?* MIT School of Engineering, 2013. <https://engineering.mit.edu/engage/ask-an-engineer/how-does-an-aircraft-steer-while-taxiing-on-a-runway/> (accesat la 22.11.2023).
- [E02] Evans, P.E., *Modeling and simulation of tricycle landing gear at normal and abnormal conditions*, Department of Mechanical and Aerospace Engineering Morgantown, West Virginia. <https://researchrepository.wvu.edu/etd> (accesat la 20.11.2023).
- [E03] * * *, *Electrohydrostatic Actuation*, <https://www.moog.com/products/actuators-servoactuators/actuation-technologies/electrohydrostatic.html> (accesat la 28.11.2023).
- [E04] * * *, *Environmental conditions and test procedures for airborne equipment*, EUROCAE ED-14G standard, The European Organisation for Civil Aviation Equipment, May 2011.
- [F01] Feng F., Nie, H., Zhang, M., Peng, Y., *Criterion and parameter analysis in aircraft shimmy study*, © JVE International LTD. Journal of Vibroengineering, February 2014. Volume 16, Issue 1. ISSN 1392-8716.
- [F02] Forrest, C, Forrest, C, Wisser, D., *Landing Gear Structural Health Monitoring (SHM)*, Procedia Structural Integrity 5 (2017) 1153–1159 <https://doi.org/10.1016/j.prostr.2017.07.025> (accesat la 28.11.2023).
- [F03] * * *, *Falcon 7X Landing Gear and Brakes*, DASSAULT AVIATION. https://www.smartcockpit.com/docs/Falcon_7X-Landing_Gear_and_Brakes.pdf (accesat la 28.08.2023).
- [F04] Fielding, J.P., *Introduction to Aircraft Design*, Cambridge University Press, ISBN 978-0-521-65722-8, Twelfth printing 2010.
- [F05] * * *, *Facts You Should Know About Aviation Hydraulics and Landing Gear*, <https://www.spartan.edu/news/facts-you-should-know-about-aviation-hydraulics-and-landing-gear/> (accesat la 29.11.2023).
- [F06] Freitas, M., Infante, V., Baptista, R., *Failure analysis of the nose landing gear axle of an aircraft*, Engineering Failure Analysis, Volume 101, 2019, pp 113-120, ISSN 1350-6307. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2019.03.010> (accesat la 28.11.2023).
- [F07] Franco, L.A.L. Lourenço, N.J., Graça, M.L.A. *Fatigue fracture of a nose landing gear in a military transport aircraft*. Engineering Failure Analysis 13 (2006) 474–479. DOI: [10.1016/j.engfailanal.2004.12.025](https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2004.12.025) (accesat la 21.11.2023).
- [F08] Forman, E.H., Saul, I.G., *The Analytical Hierarchy Process – An exposition*, Operations Research, Vol. 49, No. 4, pp 469-486, 2001, DOI: <https://doi.org/10.1287/opre.49.4.469.11231>.
- [F09] * * *, *Flow in pipes*, <https://www.kau.edu.sa/Files/0057863/Subjects/Chapter%208.pdf>, (accesat 15.01.2024).

- [G01] Giridharan, V., Sivakumar, S., *Shimmy analysis of light weight aircraft nose wheel landing gear*, DOI <https://doi.org/10.21595/vp.2022.22988>, 61st International Conference on Vibroengineering in Udaipur, India, December 12-13, 2022.
- [G02] Giannella V, Baglivo G, Giordano R, Sepe R, Citarella R., *Structural FEM Analyses of a Landing Gear Testing Machine*, *Metals*, 2022; 12(6): 937, <https://doi.org/10.3390/met12060937> 2022 (accesat la 27.11.2023).
- [G03] Gowda, A.C., Basha, N.S., *Linear Static and Fatigue Analysis of Nose Landing Gear for Trainer Aircraft*, *Trends in Mechanical Engineering & Technology*, ISSN: 2231-1793 (online), ISSN: 2347-9965 (print), Volume 4, Issue 2, 2014.
- [G04] Georgieva, H., *Modeling of shimmy oscillations in aircraft landing gear*, *MATEC Web of Conferences* 133, 01007 (2017) DOI: [10.1051/mateconf/201713301007](https://doi.org/10.1051/mateconf/201713301007) (accesat la 20.11.2023).
- [G05] Gharapurkar, A.A., *Robust Semi-active Control of Aircraft Landing Gear System Equipped with Magnetorheological Dampers*, *Applied Sciences (Mechanical Engineering) at Concordia University Montreal, Quebec Canada*, 2014.
- [G06] Ganorkar, K., Deshbhratar, V., *Design optimization of landing gear of an aircraft - a review*, *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering*, e-ISSN: 2278-1684, p-ISSN: 2320-334X, pp 01-04, 2014.
- [G07] Goncharenko, V.I., *Canonical description of the control system in the shimmy problem for the landing gear wheels of an aircraft*, *International Applied Mechanics*, Vol. 47, No. 2, July, pp 211-224, 2011.
- [G08] Gudmundsson, S., *General aviation aircraft design: applied methods and procedures*, Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier, The Boulevard, Langford Lane, Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK, 225 Wyman Street, Waltham, MA 02451, USA. First edition 2014. ISBN: 978-0-12-397308-5.
- [G09] * * *, *Goodyear, Aircraft Tire Care & Maintenance*. (accesat la 22.12.2023).
- [H01] Heerens, N. C., *Landing gear design in an automated design environment*. <http://repository.tudelft.nl/>, Faculty of Aerospace Engineering - Delft University of Technology, 2014 (accesat la 27.11.2023).
- [H02] Henderson, R., Martins, J., and Perez, R., *Aircraft conceptual design for optimal environmental performance*, *The aeronautical journal*. January 2012 Volume 116 No 1175. https://www.researchgate.net/publication/222112594_Aircraft_Conceptual_Design_for_Optimal_Environmental_Performance_2012 (accesat la 19.11.2023).
- [H03] * * *, *Hydraulic and Pneumatic Power Systems*, Chapter 12. <http://4wings.com.phtemp.com/lib/files/hyd.pdf> (accesat la 28.08.2023).
- [H04] Howcroft, C., *Shimmy of an Aircraft Main Landing Gear with Geometric Coupling and Mechanical Freeplay*, *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, DOI: [10.1115/1.4028852](https://doi.org/10.1115/1.4028852) 2015 (accesat la 29.08.2023).
- [H05] Hailiang, L., Lixin, W., *Assessment of Landing Gear Design based on the Virtual Testing and Evaluation Methodology*, *Procedia Engineering* 99 (2015) 898-904, 2015.

- [H06] Huang, C., Jia, Y.H., *Optimal Design of Aircraft Landing Gear Mechanism Actuating Force*, 3rd Joint International Information Technology, Mechanical and Electronic Engineering Conference (JIMEC 2018), Atlantis Highlights in Engineering, volume 3, 2018.
- [H07] Helbig, A., *Electro-Hydrostatic Actuation an Attractive Energy-Efficient Option for Machine Builders*, https://www.mooginfo.com/Global/FileLib/EHA/Moog_EHA_Whitepape.pdf (accesat la 20.11.2023).
- [H07] ***, *Extra long pick&hook set*, <https://en.hoegert.com/product/extra-long-pickhook-set-6-pcs/>. (accesat la 15.05.2024)
- [I01] Iordanidis, G., Dellac, S., *DRESS: Distributed and Redundant Electro-mechanical Nose Wheel Steering System*, DOI: <https://doi.org/10.4271/2009-01-3110> ISSN: 1946-3855, e-ISSN: 1946-3901, SAE International in United States, 2009.
- [I02] Infante, V. Fernandes, L., Freitas, M., Baptista, R., *Failure analysis of a nose landing gear fork*, Engineering Failure Analysis 82 (2017) 554–5, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.engfailanal.2017.04.020>
- [I03] * * *, ISO 7137-1995, *Aircraft - Environmental conditions and test*.
- [J01] Jiang, Y., Feng, G., Liu, P., Yuan, L., Ding, J., Jianf, B., *Influence of Nose Landing Gear Torsional Damping on the Stability of Aircraft Taxiing Direction*, MDPI Aerospace 2022, 9, 729. <https://www.mdpi.com/journal/aerospace> <https://doi.org/10.3390/aerospace9110729> 2022.
- [J02] JingTao, W., PeiQiang, T., Zhu, C., *Analysis of retraction performance of aircraft landing gear in high and low temperature environment*, International Symposium on Aerospace Engineering and Systems (ISAES 2022), IOP Publishing, Journal of Physics: Conference Series 2252 (2022) 012027, DOI: [10.1088/1742-6596/2252/1/012027](https://doi.org/10.1088/1742-6596/2252/1/012027) 2022.
- [J03] Jiang, Y., Feng, G., Liu, P., Yuan, L., Ding, J., Jiang, B., *Evaluation of Joint Clearance Effects on the Shimmy of Nose Landing Gear*, Aerospace 2023, 10, 722. <https://doi.org/10.3390/aerospace10080722> 2023.
- [J04] Jiang, Y., Feng, G., Liu, P., Yuan, L., Ding, J., Jianf, B., *Effect of Coulomb friction on shimmy of nose landing gear under time-varying load*, Tribology International, Volume 188, 2023, 108828, ISSN 0301-679X. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.triboint.2023.108828> 2023.
- [J05] Joel, P., Vijayan, R., *Design and Stress Analysis of Nose Landing Gear Barrel (NLGB) of a typical naval trainer aircraft*, IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering e-ISSN: 2278-1684, p-ISSN: 2320-334X, Volume 11, Issue 2, Ver. III (Mar- Apr. 2014), pp 67-74, 2014.
- [K01] Krawczyk, M., Szczepanski, C. J., Zajdel, A., *Aircraft model for the automatic taxi directional control design*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology © Emerald Publishing Limited, ISSN 1748-8842, DOI: <https://doi.org/10.1108/AEAT-01-2018-0025>.
- [K02] Kazemzadeh, R.B., Behzadian, M., Aghdasi, M., *Integration of marketing research techniques into house of quality and product family design*, The International Journal of

- Advanced Manufacturing Technology 41, 1019–1033 (2009) DOI: <https://doi.org/10.1007/s00170-008-1533-2> SPRINGER 2009.
- [K03] Karpenko, M., *Landing gear failures connected with high-pressure hoses and analysis of trends in aircraft technical problems*, Aviation, 26(3), 145–152. <https://doi.org/10.3846/aviation.2022.17751>
- [K04] Kling, U., Peter, F., Hornung, M., *Landing gear design and assessment methodology in the Avacon project*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2018, Document ID: 480198, DOI: <https://doi.org/10.25967/480198>
- [K05] Knowles, J.A.C., Krauskopf, B., Coetzee, E.B. *Unlocking a nose landing gear in different flight conditions: folds, cusps and a swallowtail*, Nonlinear Dyn 106, 2943–2961. <https://doi.org/10.1007/s11071-021-06928-9> 2021.
- [K06] Krüger, W.R., Morandini, M. *Recent developments at the numerical simulation of landing gear dynamics*, CEAS Aeronaut J (2011) 1:55–68. DOI: [10.1007/s13272-011-0003-y](https://doi.org/10.1007/s13272-011-0003-y) 2011.
- [L01] Li, Y., Jiang, Z., Sartir, P., Neild, S.A., Wang, W., *Including Inerters in Aircraft Landing Gear Shock Strut to Improve the Touch-down Performance*, X International Conference on Structural Dynamics, EURO DYN 2017, ScienceDirect, Procedia Engineering 199 (2017) 1689–1694. DOI: [10.1016/j.proeng.2017.09.366](https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.09.366) Elsevier, 2017.
- [L02] Li, S. Gu, C., Xu, M., Li, J., Zao, P., *Optimal power system design and energy management for more electric aircrafts*, Journal of Power Sources, Volume 512, 15 November 2021, 230473, ISSN 0378-7753, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jpowsour.2021.230473> Elsevier, 2021.
- [L03] Liu, Y., Mo, D., Nalianda, D., Li, Y., Roumeliotis, I., *Review of More Electric Engines for Civil Aircraft*, International Journal of Aeronautical and Space Sciences (2022), 23:784–793, DOI: <https://doi.org/10.1007/s42405-022-00469-0>, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences 2022.
- [L04] Lee, G., Kusiak, A., *The House of Quality for Design Rule Priority*, The International Journal of Advanced Manufacturing Technology 17, 288–296 (2001), <https://doi.org/10.1007/s001700170182> SPRINGER 2001.
- [L05] Locascio, A., Thurston, D.L., *Transforming the House of Quality to a multiobjective optimization formulation*, Structural Optimization 16, 136–146 (1998), <https://doi.org/10.1007/BF01202824> Springer 1998.
- [L06] Lancea, C., Chicos, L.A., Zaharia, S.M., Pop, M.A., *Simulation, Fabrication and Testing of UAV Composite Landing Gear*, MDPI, Applied Sciences, 12. 8598, DOI: [10.3390/app12178598](https://doi.org/10.3390/app12178598) 2022.
- [L07] Lorell, M., *US Combat Aircraft Industry 1909-2000*, Library of Congress Cataloging-in-Publication Data, Published by RAND, 2003.
- [L08] Li, Y., Howcroft, C., Neild, S.A., Jiang, J.Z., *Using continuation analysis to identify shimmy-suppression devices for an aircraft main landing gear*, Elsevier, Journal of Sound and Vibration, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2017.07.028>.
- [L09] Lantto, B., *Aircraft actuation systems*, Saab, 2nd Workshop on Innovative Engineering for Fluid Power, SAAB AB, 58188 Linköping, Sweden, 2014.

- [L10] Liscouët, J., Maré, J.C., Budinger, M., *An integrated methodology for the preliminary design of highly reliable electromechanical actuators: Search for architecture solutions*, Elsevier, Aerospace Science and Technology 22, 2012, 9–18, DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2011.05.010> 2012.
- [L11] Liu, W., Wang, Y., Ji, Y., *Landing Impact Load Analysis and Validation of a Civil Aircraft Nose Landing Gear*, Aerospace 2023, 10, 953. <https://doi.org/10.3390/aerospace10110953>.
- [M01] * * *, *Metalcor*, <https://www.metalcor.de/en/datenblatt/31/> (accesat la 17.06.2023).
- [M02] * * *, *Metalcor*, <https://www.metalcor.de/en/datenblatt/34/> (accesat la 17.06.2023).
- [M03] Mustashin, M. S., Rahmani, M., Behdinin, K., *Experimental characterization of a novel nose landing gear shimmy damper using a small-scale test rig*, Aerospace Science and Technology, JID:AESCTE AID:106625/FLA, JID:AESCTE AID:106625/FLA, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106625> 1270-9638/©2021 Elsevier Masson SAS.
- [M04] * * *, *More Electric Aircraft (MEA) Next Generation Aircraft Power*. <https://moreelectricaircraft.com/> (accesat la 17.07.2023).
- [M05] * * *, *MOOG Aircraft EHA Actuators*. <https://www.moog.com/products/actuators-servoactuators/actuation-technologies/electrohydrostatic/aircraft-eha.html> (accesat la 18.11.2023).
- [M06] Merino-Martínez, R., Kennedy, J., Bennett, G.J. *Experimental study of realistic low-noise technologies applied to a full-scale nose landing gear*. Elsevier, Aerospace Science and Technology, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106705> 2021.
- [M07] Manjunath, S.V., Monisha, M., Pooja, S., *Design and Structural Analysis of Main Landing Gear for Lockheed T-33 Jet Trainer Aircraft*, International Journal of Engineering Research and Advanced Technology, E-ISSN: 2454-6135, Volume 4, Issue 8, August -2018.
- [M08] * * *, *MOOG, Aircraft group*, World leader in flight control systems and critical control products, © 2021 Moog, Inc.
- [M09] * * *, *More Electric Aircraft, MEA concept*, <https://aertecolutions.com/en/2017/06/21/infographic-more-electric-aircraft-mea-concept/> (accesat la 20.11.2023).
- [M10] * * *, *MIL-STD-810G. Environmental engineering considerations and laboratory tests*. Department Of Defense Test Method Standard. USAF - United States Air Force 2014.
- [M11] * * *, *MIL-PRF-5503G, Actuators: aeronautical linear utility, hydraulic, general specification for*. USAF - United States Air Force 2013.
- [M12] * * *, *MIL-H-5606G, Military specification: hydraulic fluid, petroleum base; aircraft, missile, and ordnance*, USAF - United States Air Force 1994.
- [M13] * * *, *Michelin aircraft tire care and service manual*, Rev. F, June 2021.
- [M14] * * *, *Market Leader - Aircraft Tires Market*, <https://www.marketsandmarkets.com/ResearchInsight/aircraft-tires-market.asp> (accesat la 22.12.2023)
- [M15] * * *, *Modeling of Hydraulic Systems, Tutorial for the Hydraulics Library®*, Modelon AB, IDEON Science Park, SE-223 70 LUND, Sweden, 2013.

- [N01] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Calculation of the steering moment of friction for military training aircraft*, 7th International Conference on Progress on Design Techniques and Manufacturing Technologies for Advanced Products and Processes in the Modern Era, POLCOM 2023, University POLITEHNICA of Bucharest, University of Campania "Luigi Vanvitelli", Bucharest 23.11.2023, Macromolecular Symposia, Volume 413, Issue3, DOI: 10.1002/masy.202300157, <https://doi.org/10.1002/masy.202300157>, 06.2024.
- [N02] **Nicolin, B. A.**, Dumitrache, A., Frunzulică, F., *Structural Analysis of a Two-Stage Rotor VAWT*, International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics ICNAAM 2020, 17–23 September 2020, Rhodes, Greece, AIP Conference Proceedings, 2425, 240010 (2022), DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0081923>.
- [N03] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Analysis of modern military jet trainer aircraft*, International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2018”, 25 - 26 October 2018, Bucharest, INCAS BULLETIN, Volume 10, Issue 4/ 2018, pp. 193 – 202, DOI: 10.13111/2066-8201.2018.10.4.17, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N04] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Preliminary calculation of the landing gear of a military training aircraft*, International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2020”, Virtual Conference, 15-16 October 2020, Bucharest, Romania, Section 5 - Systems, Subsystems and Control in Aeronautics, INCAS BULLETIN, Volume 12, Issue 4/ 2020, pp. 241 – 247 DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.4.22 (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N05] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Research on the nose landing gear of a military training aircraft*, International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2020”, Virtual Conference, 15-16 October 2020, Bucharest, Romania, Section 5 - Systems, Subsystems and Control in Aeronautics, INCAS BULLETIN, Volume 12, Issue 4/ 2020, pp. 249 – 259, DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.4.23, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N06] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Failure Mode and Effect Analysis for a military nose landing gear project*. The 39th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 28-29 October 2021, Bucharest, Romania. INCAS BULLETIN, Volume 13, Issue 4/ 2021, pp. 205 – 212 (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528. DOI: 10.13111/2066-8201.2021.13.4.17.
- [N07] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Experimental research of hydraulic cylinder with the built-in throttle for steering*, International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2022”, 13 - 14 October, Bucharest, Romania.
- [N08] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Calculation of steering system parameters of a military training aircraft*, International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2022”, 13 - 14 October, Bucharest, Romania.
- [N09] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Simulation of the hydraulic steering for a nose landing gear*, 12th International Conference on Advanced Manufacturing Technologies, Manufacturing Engineering Dept (TCM), University POLITEHNICA of Bucharest, ICAMaT 2022, 20 - 21 October, Bucharest, Romania, IOP Publishing, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, Volume 1268 (2022), doi:10.1088/1757-899X/1268/1/012005.

- [N10] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Tire selection for a military training aircraft*, 6th International Conference on Design and Technologies for Polymeric and Composite Products, POLCOM 2022, University POLITEHNICA of Bucharest, University of Campania "Luigi Vanvitelli", Bucharest 24.11.2022, Macromolecular Symposia, Vol. 411, Oct. 2023, WOS: 001085222500020.
- [N11] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Overview regarding the certification of a new school and training military jet program*, International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2018", 25 - 26 October 2018, Bucharest, INCAS BULLETIN, Volume 11, Issue 1/ 2019, pp. 231 – 238, DOI: 10.13111/2066-8201.2019.11.1.18, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N12] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Physico-mathematical model of the contact between the sealing O-ring and the sealing surfaces*, 7th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences "NMAS 2019" 15-16 May 2019, Bucharest, Romania, held at INCAS, INCAS BULLETIN, Volume 11, Issue 2/ 2019, pp. 229 – 237, DOI: 10.13111/2066-8201.2019.11.2.19. (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N13] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *The fly-by-wire system*, The 38th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 7 - 8 November, 2019, Bucharest, Romania, held at INCAS, INCAS BULLETIN, Volume 11, Issue 4/ 2019, pp. 217 – 222, DOI: 10.13111/2066-8201.2019.11.4.19. (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N14] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *The Fly-by-Light system for military aircrafts*, The 39th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, 28-29 October 2021, Bucharest, Romania, INCAS BULLETIN, Volume 14, Issue 1/ 2022, pp. 237 – 241, (P) DOI: 10.13111/2066-8201.2022.14.1.19, ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N15] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Military aircraft: LED lights for high-speed take-offs, landing, and taxi*, 8th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, "NMAS 2022", 25 - 26 May 2022, Bucharest, Romania, INCAS BULLETIN, Volume 14, Issue 2/ 2022, pp. 145 – 151, DOI: 10.13111/2066-8201.2022.14.2.12, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N16] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Tribological aspects of dynamic seals with O-rings used in aircraft hydraulic equipment*, 7th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences "NMAS 2019", 15-16 May 2019, Bucharest, Romania, INCAS BULLETIN, Volume 11, Issue 2/ 2019, pp. 221 – 228, DOI: 10.13111/2066-8201.2019.11.2.18, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N17] **Nicolin, B. A.**, Nicolin, I., *Green hydrogen as an environmentally-friendly power source*, The 9th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, "NMAS 2023", 10 - 11 May 2023, Bucharest, Romania, INCAS BULLETIN, Volume 15, Issue 2/ 2023, pp. 141 – 147, DOI: 10.13111/2066-8201.2023.15.2.13, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528.
- [N18] Nae, C. Nicolin, I. **Nicolin B. A.**, *Chapter Military Aircraft Flight Control, Book Aeronautics, Vol. New Advances*. DOI: <http://dx.doi.org/10.5772/intechopen.105491> ISBN 978-1-80355-301-6 2022.

- [N19] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Catarama metalice cu două leviere zimțate pentru benzi textile folosite la legare sau ancorare*, Brevet de invenție RO 133028 A0 (51) A44B 11. 20.08.2020.
- [N20] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Dispozitiv de ridicare la suprafața apei a cutiei negre a aeronavei cu flotor din titan*, Brevet de invenție RO 133084 B1 B64D 45 29.10.2021.
- [N21] Nae, C. Nicolin, I. **Nicolin B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă prin injecție succesivă*, Brevet de invenție RO 135373 B1 B29C 28.07.2023.
- [N22] Nae, C. Nicolin, I. **Nicolin B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă prin vopsire*, Brevet de invenție RO 135374 B1 B29C B05D C09D. 28.07.2023.
- [N23] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă cu folie metalică reflectorizantă*, Brevet de invenție RO 135411 B1 G05G H01H, 28.07.2023.
- [N24] Nae, C. Nicolin, I. **Nicolin B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă fotoluminescent*, Brevet de invenție RO 135412 B1 G05G H01H, 28.07.2023.
- [N25] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă transparent*, Brevet de invenție RO 135413 B1 G09F H01H, 28.07.2023.
- [N26] Nae, C. Nicolin, I. **Nicolin B. A.**, *Metodă de realizare a unui buton de comandă cu leduri clasice*, Brevet de invenție 135414 B1 G09F H01H, 28.07.2023.
- [N27] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, *Dispozitiv gonflabil de ridicare la suprafața apei a unei cutii negre de la o aeronavă*, Brevet de invenție Nr. 133163 B1 B64D 25/20 din 30.04.2024.
- [N28] Nicolin, I., **Nicolin, B. A.**, Ionescu, N., *Cilindru hidraulic de acționare*, Brevet de invenție Nr. 135893 B1 F15B 15/14 15/16 din 30.04.2024.
- [N29] * * *, NA-19500, *Clasificarea părților componente ale aeronavelor*, Arhiva INCAS, București.
- [N30] * * *, NA-19505, *Realizarea continuități electrice de masă a aeronavelor (metalizarea). Prescripții și recomandări de proiectare*, Arhiva INCAS, București.
- [N31] * * *, NA-21001, *Piese metalice primare. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N32] * * *, NA-21101, *Acoperiri electrochimice de cadmiu. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N33] * * *, NA-21102, *Cromarea dură a oțelurilor. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N34] * * *, NA-21103, *Cromarea dură a aluminiului și a aliajelor sale. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N35] * * *, NA-21104, *Acoperiri electrochimice cu nichel pe oțel. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N36] * * *, NA-21110, *Acoperiri prin fosfatare a oțelurilor. Condiții tehnice generale*, Arhiva INCAS, București.
- [N37] * * *, NA-21112, *Acoperiri electrochimice de cadmiu fără fragilizare de hidrogen a oțelurilor de mare rezistență. Condiții tehnice de calitate*, Arhiva INCAS, București.
- [N38] * * *, NA-21130, *Condiții tehnice de calitate pentru piesele vopsite*, Arhiva INCAS, București.

- [N39] * * *, NA-71101, *Acoperiri electrochimice de cadmiu. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N40] * * *, NA-71102, *Cromarea dură a oțelurilor. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N41] * * *, NA-71103, *Cromarea dură a aluminiului și a aliajelor sale. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N42] * * *, NA-71104, *Acoperiri electrochimice cu nichel pe oțel. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N43] * * *, NA-71110, *Acoperiri prin fosfatate a oțelurilor. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N44] * * *, NA-71112, *Acoperiri electrochimice de cadmiu fără fragilizare de hidrogen a oțelurilor de mare rezistență. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N45] * * *, NA-71120, *Pasivizarea cromică a depunerilor de cadmiu. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N46] * * *, NA-71121, *Pasivizarea oțelurilor inoxidabile. Instrucțiuni de execuție*, Arhiva INCAS, București.
- [N47] * * *, NA-71122, *Dehidrogenarea pieselor din oțel. Instrucțiuni tehnologice*, Arhiva INCAS, București.
- [N48] * * *, NA-71124, *Sablare umedă și uscată. Instrucțiuni tehnologice. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N49] * * *, NA-81101, *Acoperiri electrochimice de cadmiu. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N50] * * *, NA-81102, *Cromarea dură a oțelurilor. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N51] * * *, NA-81103, *Cromarea dură a aluminiului și a aliajelor sale. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N52] * * *, NA-81110, *Acoperiri prin fosfatate a oțelurilor. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N53] * * *, NA-81112, *Acoperiri electrochimice de cadmiu fără fragilizare de hidrogen a oțelurilor de mare rezistență. Instrucțiuni de control*, Arhiva INCAS, București.
- [N54] Nutakki, P., *Modelling and structural analysis of aircraft landing gear*, International Journal of Science, Engineering and Technology, ISSN (Online): 2348-4098 ISSN (Print): 2395-4752, 2021.