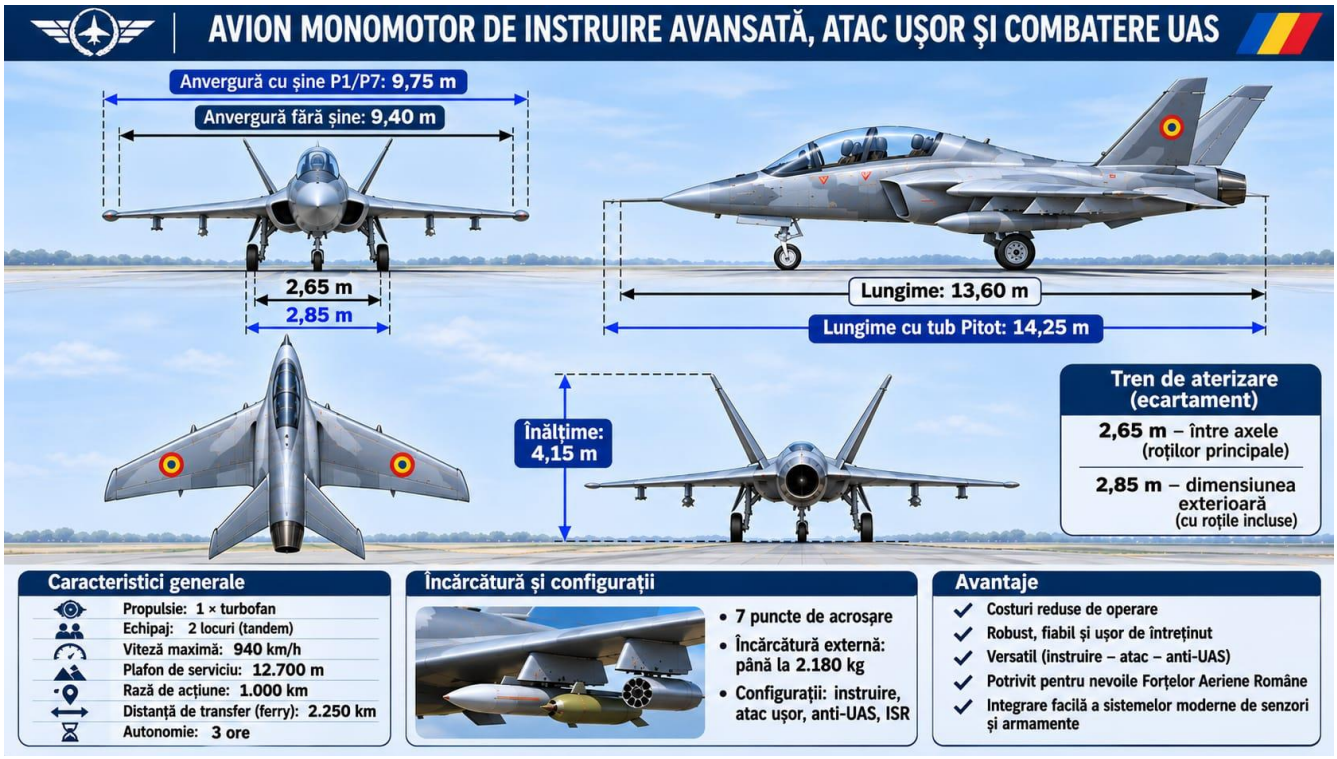
AVION MONOMOTOR DE INSTRUIRE AVANSATĂ, ATAC UȘOR ȘI COMBATERE UAS (LIFT + LCA + C-UAS)

Prezentul material reprezintă un concept preliminar de aeronavă militară, destinat evaluării oportunității operaționale, tehnologice și economice. Parametrii, configurațiile și performanțele prezentate au caracter estimativ și constituie ipoteze de proiectare , urmând să fie validate prin studii de fezabilitate, analize aerodinamice, simulări, proiectare preliminară și încercări experimentale.

1. ARHITECTURA GENERALĂ A AVIONULUI



1.1.Arhitectura Generală a Platformei

- Prezentul proiect conceptual definește o aeronavă militară de nouă generație optimizată pentru eficiență economică, anduranță extinsă și flexibilitate tactică asimetrică și o destinație triplă : LIFT - Lead-In Fighter Trainer, LCA - Light Combat Aircraft și C-UAS - Counter- Unmanned Aerial Systems.
- Platforma adoptă o celulă hibridă [CFRP (compozite carbon) / Titan / Al-Li] cu aripă mediană cu săgeată moderată și extensii LERX , ampenaj orizontal complet mobil, ampenaj vertical biderivă înclinată la 20° (amprentă radar redusă, stabilitate la unghiuri mari de atac) și admisii laterale de aer ecranate sub LERX. Extensiile LERX de la încastrarea aripii generează vârtejuri puternice de aer la unghiuri mari de atac (α), menținând avionul controlabil la viteze mici (critic pentru aterizări și manevre de luptă strânsă pentru misiuni C-UAS).
- Aeronava este propulsată de un singur motor turbofan economic Honeywell F124-GA-200 (28 kN dry), fără postcombustie, controlat prin FADEC.
- Comenzile de zbor sunt complet digitale de tip Fly-By-Wire (FBW) cu triplă redundanță, gestionând suprafețe aerodinamice avansate (voleți automați, ampenaje orizontale mobile) și un domeniu de efort structural masiv de +8,0g / -3,0g.

- Cabina este configurată în tandem, cu postul instructorului supraînălțat cu 28 cm și interfață Glass Cockpit de Generația a V-a bazată pe un ecran panoramic tactil LAD (Large Area Display) de 20x8 inchi.

1.2.Devizul de Mase Consolidat

Structura masică a fost optimizată prin procedee de Ingineria valorii, fixând masa maximă la decolare pentru a proteja raportul tracțiune / greutate.

Masă Avion Gol: 3.950 kg

- Structură Hibridă: 1.650 kg
- Motor Honeywell F124-GA-200: 522 kg (alimentat cu ulei pentru ungere)
- Avonică Digitală V5 (AESA compact, EO/IR bot, LAD, RWR, computere): 390 kg
- Tun Intern Fix (Rotativ, 20 mm, 3 țevi) + Tambur & 350 proiectile: 360 kg
- Subsisteme și Instalații de bord: 1.028 kg
  - Tren de aterizare triciclu (frânare cu discuri carbon-carbon, 3,05 m/s rata de pierdere altitudine): 315 kg
  - Sistem de salvare și oxigen (2× Martin-Baker Mk.16 Zero-Zero + OBOGS): 210 kg
  - Sistem hidraulic redundant (3.000 psi, dual-tandem actuators): 145 kg (alimentat)
  - Sistem de combustibil (conducte, pompe, unitate FMMU): 115 kg
  - Sistem de control al mediului (ECS / răcire avonică): 138 kg
  - Sistem de comenzi de zbor (FBW / giroscoape laser): 65 kg
  - Sistem de distribuție electrică (Bare, siguranțe, generator, alternator, baterii Li-Ion): 40 kg

Masă Echipaj Permanent (2 piloți echipați) : 220 kg

Combustibil Intern Maxim: 1.450 kg (850 kg în fuzelajul central / 2×300 kg integrat în aripi)

Sarcină Utilă Externă Maximă (Armament / Senzori): 2.180 kg

Masa Maximă la Decolare (MTOW): 7.800 kg

1.3. Configurație de propulsie

- Monomotor turbofan Honeywell F124-GA-200 = 28.000 N tracțiune totală la sol, cu rată de bypass 0,49 (moderată), grad de comprimare al aerului $\pi_c = 19,4$, fără postcombustie și consum specific de combustibil scăzut.
- Dimensiuni geometrice și greutate motor : L= 259 cm , diametru max. = 91 cm (cu cutia agregatelor), diametru ventilator = 61 cm, greutate – 508,6 kg (nealimentat).
- Motorul se montează în fuzelajul posterior. Managementul motorului este asigurat de sistemul FADEC , integral digital, cu două canale redundante. FADEC-ul este conectat direct la sistemul Fly-By-Wire (FBW).
- Asigură un raport tracțiune-greutate T / G = 28000 / (7800 x 9,81) = 0,366 în configurație de luptă la masa maximă de decolare (MTOW).
- În configurație LIFT, la masa de decolare de 5620 kg rezultă T/G = 28000 / (5620 x 9,81) = 0,508 (încărcătură utilă mică) obținând performanțe ridicate de urcare, accelerare și în viraje strânse.

1.4. Parametrii masici și geometrici, în sinteză

Prin echilibrarea structurală și energetică a platformei hibride de 7800 kg adaptate pentru varianta de echipare cu un motor și o geometrie alară compactă de mare agilitate, matricea nominală de calcul se stabilește astfel:

- Masa maximă la decolare (M_0 sau MTOW): 7.800 kg;
- Masa avionului gol echipat (M_g): 3.950 kg (structură optimizată prin utilizarea extinsă a materialelor compozite CFRP și cadre din Titan);

- Masa maximă a combustibilului intern (M_comb) : 1.450 kg ≈ 1835 litri (stocat în fuzelajul central și aripă);
- Masa echipajului (tandem complet): 220 kg (pilot elev + pilot instructor complet echipați);
- Încărcare utilă maximă (armament și senzori): 2.180 kg (repartizată pe 7 puncte de acroșare externe);
- Suprafața alară (S): 19,00 m² (configurație geometrică optimizată pentru agilitate și portanță ridicată);
- Anvergura aripii (b): 9,40 m (fără șinele de rachete din vârf). Cu șinele P1/P7, anvergura totală este de 9,75 m ;
- Alungirea aripii (λ): 4,65 (λ = b² / S = 9,40² / 19,00, un raportul bun pentru o rată de ruliu mare);
- Raportul de îngustare a aripii (η): 0,35 ($\eta = ct/cr$);
- Lungime totală fuzelaj : 12,90 m (celulă fluidizată pentru rezistență parazită minimă);
- Lungime totală avion (L): 13,60 m; 14,25 m cu tub Pitot;
- Înălțime totală avion: 4,15 m;
- Ecartament tren principal: 2,65 m | ampatament tren: 4,40 m. Criteriu de stabilitate: raportul dintre ecartament și ampatament este de ≈ 0,60, ceea ce oferă o stabilitate excelentă la rulare și previne capotarea sau ruliul violent pe piste parțial avariate (cerință LCA). Trenul principal se escamotează spre interior, în fuzelaj, pentru a nu ocupa spațiul din interiorul aripii (rezervat combustibilului).

2. GEOMETRIA ȘI AERODINAMICA ARIPII , PERFORMANȚE LA VITEZE MICI

2.1. Coordonatele Geometrice Detaliate ale Planului Aripii

- Coarda la Încastrare **(c_r): 2,994 m** | Coarda la Capăt **(c_t): 1,046 m**.

c_r = 2 x S /[b x (1+ η)] , c_t = η x c_r

- Coarda medie aerodinamică **(MAC): 2,177 m**.
  MAC = 2 / 3 x c_r x (1+ η + η ^2) /(1+ η), unde η = 0, 35 (raport de îngustare).
- Unghiul de săgeată la sfertul corzii **(χ25%): 28°** (întârzie apariția undelor de șoc transonice).
- Unghiul de săgeată al bordului de atac **(χLE): 32°**
- Unghiul de săgeată al bordului de fugă : **12° (pozitiv)**
- Torsiunea Geometrică **(Washout): - 2,5°** la capătul aripii, asigurând menținerea controlului eleroanelor aproape de unghiul de angajare.
- Unghiul de Diedru **(ψ): - 2°** (diedru negativ), corectând stabilitatea laterală excesivă specifică aripii median-înalte, oferind o rată de ruliu de peste 250 °/s.

2.2. Extensii LERX

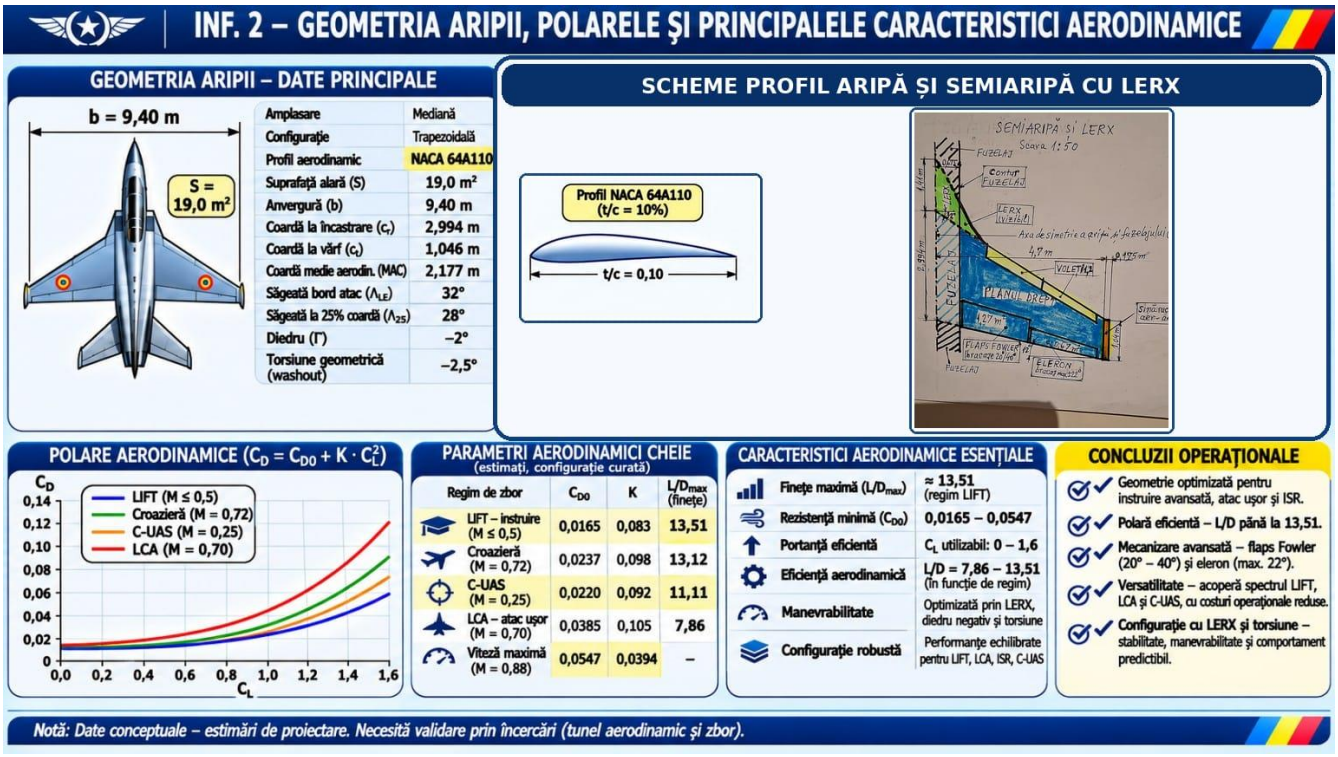
- Unghi de săgeată variabil, pleacă de la $\chi \approx$ **70°** și se aplatisează lin spre $\chi \approx$ **60°** în punctul în care întâlnește bordul de atac al aripii, generând portanță vortexială controlată de FBW la unghiuri mari de atac (α > 30°), critică pentru urmărirea dronelor în mod C-UAS.
- Suprafața efectivă adăugată (S_LERX)**: S_LERX** ≈ 10% x 19 m^2 = **1,9 m^2**. **Suprafața portantă totală la unghiuri mari de atac:** În configurație de manevră, suprafața totală pe care interacționează curgerea aerului devine **S_total** = 19 + 1,9 = **20,9 m^2.**
- În croazieră normală **LERX** produce doar o portanță minimă și puțină rezistență prin frecare, în schimb **se activează mult în virajele strânse la (n = 4g) și la viteze mici (urmărire drone C-UAS)**. Ea acționează ca o rezervă dinamică de portanță care mărește coeficientul (C_L), îndepărtând riscul de angajare a avionului în timpul manevrelor violente.

2.3. Încărcarea alară, Viteza de angajare (V_stall), Viteza minimă de operare

- La masa maximă de decolare M = 7.800 kg, încărcarea alară M / S este stabilizată la valoarea optimă de **410,52 kg/m²**.
- Performanțele de angajare (V_stall) la nivelul mării definesc limita inferioară de viteză tactică. **V_stall = √[(2 x m x g) / (ρ_0 x S x CL,max), unde m este masa avionului**. Rezultă :

- La Masa de aterizare în configurație LIFT = 5620 kg la decolare – 1300 kg comb. cons = **4320 kg**: **V_stall = 40,685 m / s (146,47 km/h)** (Flaps Aterizare complet scos, C_L,max = 2,2).
- La Masa maximă de decolare (7.800 kg): **V_stall = 60,439 m/s (217,58 km/h)** (Curat) (Flaps decolare , C_L,max = 1,80), iar fără hipersustentație (C_L,max = 1,35) **V_stall ≈ 251 km/h** . **În configurație C-UAS, avionul decolând cu 360 kg de armament la bord (muniție tun și rachete APKWS) are masa la decolare de 5980 kg. În zbor lent / patrulare tactică C-UAS la 5980 kg** prin coborârea automată a voleților de bord de atac și extinderea flapsurilor Fowler la o poziție intermediară (15°–20°), coeficientul de portanță maxim crește substanțial, ajungând la C_L,max = 1,80. În acest caz, V_stall = 52,91 m/s = **190,47 km/h.**
- **Viteza minimă de operare** a avionului este reglementată să fie cu 15-20 % mai mare în misiuni LIFT, cu 30 % mai mare în misiuni LCA decât viteza de angajare (V_stall). **Viteza minimă de patrulare și urmărire (Loiter Speed) s**e stabilește la (1,2 - 1,3)V_stall, adică: V_min_operativ **≈228 - 247 km/h.** Putem lua în calcul o **Viteza minimă de operare C-UAS de ≈ 238 km/h.** La această viteză aeronava poate nimici dronele tactice mari și medii în zbor stabil și păstrează rezerva cinetică pentru a accelera în caz de alertă rapidă. Datorită extensiilor **LERX** pilotul (sau FBW) decelerează temporar avionul, în siguranță, până la **228 km/h** în timpul manevrei de aliniere a tunului pe dronă, beneficiind de un control deplin pe ruliu și girație.

Notă importantă – Toate aceste viteze calculate nu sunt certe, ele trebuie verificate prin încercări în zbor.



2.4. Ecuațiile polarei aerodinamice (C_D vs C_L)

Polara generală a aripii este descrisă de ecuația: **C_D = C_D0 + Delta C_D0,comp + (K+Delta K_comp) x C_L^2 + C_Dw**, unde **K = 1 / (π x λ x e)**. Presupunem un factor de eficiență Oswald e = 0,82 în regim subsonic stabil, rezultă **K** = 1/ (3,1416 x 4,65 x 0,82) ≈ **0,083**. Pentru un profil aerodinamic modern cu grosime relativă (t / c = 10 %) și unghi de săgeată (χ_25% = 28°), estimăm numărul Mach de divergență a rezistenței M_div = 0,80. Dacă M > M_cr (unde M_cr ≈0,74, apare rezistența de undă, calculată empiric prin formula lui Lock: **C_D_undă = 20 x (M - M_div)^4** pentru M > M_div. Finețea aerodinamică maximă se calculează cu relația Emax = C_Loptim /C_D = 1/[2√(K x C_D0)]

Polarele Aerodinamice:

- Mod LIFT (Curat, Mach ≤ 0,4): ***C_D = 0,0165 + 0,083 x C_L^2*** (Finețe maximă: **13,51**)
- Mod LIFT (Mach 0,88): *Apariție Rezistență de Undă: Delta C_Dw = 0,0200* → ***C_D = 0,0547 + 0,0394 x C_L^2,*** (finețea maximă: **10,77**).
- Mod Croazieră (Curat, Mach = 0,72): ***C_D = 0,0252 + 0,0576 x C_L^2*** (Finețe maximă: **13,12**)
- Mod C-UAS (Patrulare, Mach 0,25): ***C_D = 0,0220 + 0,092 x C_L^2*** (Finețe maximă: **11,11**)
- Mod C-UAS (M = 0,72) : ***C_D = 0,0332 + 0,0638 x C_L^2*** (Finețe maximă: **10,86**)
- Mod LCA (Atac maxim, Mach ≤ 0,4): ***C_D = 0,0385 + 0,105 x C_L^2*** (Finețe maximă: **7,86**)
- Mod LCA (M = 0,75) : ***C_D = 0,0732 + 0,0694 x C_L^2*** **(**Finețe maximă: **7,01**)

3. PERFORMANȚELE PRINCIPALE ALE AVIONULUI

3.1. Viteza de rată maximă de urcare (V_ y) , Rata maximă de urcare RoC_max și Plafonul practic (H_practic)

3.1.1. Pentru a calcula cu precizie **viteza de rată maximă de urcare V_y** la nivelul mării în configurație **LIFT** (Masa inițială la decolare = 5.620 kg), trebuie determinat punctul în care excedentul de putere (Delta P = P_disponibilă - P_necesară) atinge valoarea maximă absolută. Din polara aerodinamică curată avem C_D0 = 0,0165, K = 0,083 și folosind celelalte date , rezolvăm ecuația **1,5 x ρ _0 x S x C_D0 x V^4 – T_0 x V^2 – (2 x K x G^2)/(ρ _0 x S) = 0, rezultă 0,576 x V^4 - 28000 x V^2 – 21655850 = 0, rezultă V^2 = 49373,39 → V_y = 222,20 m/s ≈ 800 km/h.**

3.1.2. La nivelul mării, **Rata maximă de urcare RoC_max =V[(T_0 – D) / (M x g)]** .

- Calculăm rezistență totală la înaintare D generată de frecare și portanță. Rezistența parazită: D_0 = (0,5 x 1,225 x (222,2)^2 x 19,0 x 0,0165 = 9.475 N. Rezistența indusă: D_i = 2 x 0,083 x (55.132,2)^2 /(1,225 x (222,2)^2 x 19,0) = 442 N → D= D_0 + D_i = 9475+442 = 9917 N. Excedentul de tracțiune disponibilă pentru ascensiune este de 28.000 N - 9.917 N = 18.083 N . **RoC_max = 18083 x 222,2 / (5620 x 9,81) = 72,87 m/s.** Această valoare permite avionului să ajungă la plafonul operațional de instruire sau intercepție în mai puțin de 3,5 minute de la eliberarea frânelor pe pistă. Pe măsură ce greutatea crește spre MTOW în mod LCA, R/C_max scade mai mult decât în mod C-UAS. La înălțime rata de urcare scade substanțial, ajungând la 5 m/s la atingerea plafonului practic.
- Geometria subsonică/transonică a bombelor clasice dictează performanța globală în mod LCA. Se recomandă ca în misiunile de luptă reală aeronava să utilizeze exclusiv **muniție cu profil aerodinamic. fluidizat (Sleek/Low-Drag Munitions)** sau rachete ghidate încastrate strâns sub aripi, minimizând deformațiile polarei și reducând timpul de expunere pe panta de urcare.

3.1.3. Plafonul practic reprezintă altitudinea unde rata maximă de urcare scade la 5 m/s .

- Calculul se efectuează pentru configurația curată (**LIFT**). Masa la decolare M_dec = 5620 kg (combustibil intern = 1450 kg), CD0 = 0,0165, K = 0,083, unde finețea aerodinamică maximă în regim de urcare este E max. = L / D_max = 13,51, CLopt = √(CD0 / K) = 0,4458, masa medie a avionului

Mmed =5320 kg (300 kg consumate la decolare), Gmed = 5320 x 9,81 = 52185,2 N. Dmin = Gmed/ Emax = 3862,7 N.

- Pentru motoarele turbofan fără postcombustie, limita de funcționare stabilă (plafonul teoretic sau absolut), unde RoC = 0 apare atunci când tracțiunea disponibilă devine egală cu rezistența minimă la înaintare **T_H = D_min** . (1- 0,09 H_abs)^1,2 = 3.862,7 / 28.000 = 0,13795→1- 0,09 x H_abs = (0,13795^0,8333= 0,1912 →H_abs= (1- 0,1912 / 0,09 = 8,986 km. Aplicând corecția aerodinamică pentru zborul cu viteză de croazieră la înălțime (efectul de compresiune al aerului în admisie la Mach ~0,65, această limită fizică superioară se stabilizează la: **Habs = 13.700 m.**

- Plafonul practic, pentru avioanele militare subsonice, se calculează când rata de urcare ajunge la 5 m/s.

Hp = Habs (1-5/RC0) → Hp = 13700 (1-5/72,87) = 12.760 m. **H_practic LIFT ≈ <u>12.760 m.</u>**

3.2. Viteze în zbor, la decolare și aterizare. Rulaje

3.2.1. Viteză Maximă în Zbor Orizontal (la 9.000 m): Mach 0,88 (~**<u>940 km/h</u>** TAS în regim curat, împingând adânc în regimul transonic). V ≈ **<u>720 km/h</u>** TAS în configurație de luptă LCA și **875 km/h** în configurație C-UAS.

Viteza de croazieră optimă, curată = 805 km/h TAS , la M = 0,74 și H = 9000 m.

Viteza de croazieră optimă, LIFT = 610 km/h TAS, la M = 0,5 și H = 1000 m.

3.2.2. Performanța în Picaj (LIFT / LCA)

- În picaj la un unghi Θ, ecuația devine **T + W x sin(Θ) = D.** Cu excesul de tracțiune disponibil și componenta greutății, avionul poate să treacă în regim transonic (**M ≈ 1,1)**, fiind limitat doar de rezistența de undă severă care va apărea după depășirea M_div.= 0,8

3.2.3. Performanța în viraj (manevrabilitate).

- Rata de viraj instantaneu (Instantaneous Turn Rate - ITR):

Limitată structural la **+ 8,0g** în mod LIFT (la o viteză de 550 km/h):

ITR = g x √(n^2 – 1) / V = 9,81 x √(8^2 – 1) / (550 / 3,6) = 29,8° / secundă.

- Rata de viraj susținut (Sustained Turn Rate - STR):

Aici factorul limitator este tracțiunea motorului (T = D), la n > 1. La H = 1.500 m în mod LIFT, motorul poate susține o suprasarcină maximă de **+4,2g**, rezultând o **STR = 14,5°/secundă**. În configurație LCA grea, STR scade la doar **5,5 °/secundă**.

3.2.4. Decolarea (Take-Off) în configurație grea LCA/C-UAS (W_0 = 7800 kg).

Echipat cu voleți de bord de atac și flaps Fowler scoși în poziția de decolare (C_Lmax_TO ≈ 1,80):

- Viteza de desprindere V_LOF = 1,1 x V_stall = 1,1 x 60,439 = 66,483 (**239,34 km/h**) .
- Distanța de rulare la decolare S_TO ≈ [1,21x (M_0 / S)] /[ρ _ 0 x C_Lmax_TO x (T / G_0)] .

Lungime rulaj = <u>615,635 m</u> ≈ **616 m**, unde S = 19 m^2, T= 28000 N, iar G_0 = 7800 kg .

- Distanța totală de decolare (peste obstacolul de 15 m) este de ≈ **850 m**.
- În Configurație LIFT (5.620 kg)*:* rulajul la sol este de ≈ **320 m**, viteza de desprindere = 1,1 x 51,3 = 56,43 m/s = **203,15** km/h, iar distanța totală de decolare ≈ **460m**.
- În configurație **C-UAS**, masa la decolare = **6570 kg** (950 kg muniție), distanța de rulaj = **436,78 m ≈ 437 m**, viteza de desprindere = 1,1 x 55,47 = 61,02 m/s = 219,67 km/h ≈ **220 km/h**.

3.2.5. Aterizarea (Landing) - Masă tipică la revenire (M_land = 4320 kg).

- Cu flaps complet Fowler coborât (C_Lmax_Land ≈ 2,2), viteza de angajare scade la **40,685 m / s** (**146,47 km/h)**.
- Viteza de abordare aterizare (de apropiere) Vapp = 1,3 V_stall = 1,3 x 40,685 = 52,89 m/s (190,4 km/h).
- Viteza de contact V_TD = 1,15 x V_stall = 1,15 x 40,685 = 44,75 m/s (161,1 km/h).

- Distanța de rulare Sg.land = V_TD^2 / (2x a_med). Decelerarea se bazează exclusiv pe frânele multidisc carbon-carbon ale trenului principal (forța de frânare F_f = μ (W - P), unde coeficientul de frecare la frânare maximă μ ≈ 0,40 și pe rezistența aerodinamică reziduală a celulei. Decelerarea medie pe roți a_med =3,73 m/s^2. Distanța de rulare standard (**Doar frânare mecanică**): **268,44 m.**
- Distanța totală de aterizare (de la obstacolul de 15 m) **≈ 480 m.**
- Distanța de rulare **cu Parașută de Frânare.** Parașuta de frânare se deschide imediat la contactul trenului principal cu solul (la 161,1 km/h). Suprafața sa textilă generează o forță de rezistență aerodinamică uriașă în prima jumătate a rulajului, care se adaugă frânării mecanice pe roți. Decelerarea medie combinată inițială: Atinge o valoare de vârf de ≈ 6,67 m/s^2 în prima treime a rulajului, scăzând progresiv pe măsură ce viteza aerodinamică se diminuează.
- Distanța de rulaj efectiv la sol (S_g,pst.): S_g.pst = V_TD^2 / (2x a_med) = 44.75^2 /(2 x 6.67) = 150,12 m ≈**150 m** (o reducere cu 44% a spațiului de rulare la sol).
- Distanța totală de aterizare (de la obstacolul de 15 m): **~360 metri**.
Notă importantă – Toate aceste performanțe calculate în acest capitol nu sunt certe, ele trebuie confirmate prin încercări în zbor.

4. SISTEMUL DE PROPULSIE, CONSUMURI DE COMBUSTIBIL, AUTONOMIA DE ZBOR ȘI RAZELE OPERAȚIONALE

4.1. Sistemul de propulsie se bazează pe motorul turbofan **Honeywell F124-GA-200**
- Motorul este controlat de un calculator **FADEC** pe două canale independente (cu o unitate de control digital cu autoritate deplină pentru optimizarea consumului și protecția motorului).
- Este echipat cu sistem EMS (monitorizare stare tehnică pentru mentenanță predictivă) și are arhitectură modulară (ce facilitează reparațiile rapide direct în bazele aeriene).
- Dimensiuni geometrice și greutate – L= 259 cm , diametru max. = 91 cm ,diametru ventilator = 61 cm, greutate – 509 kg (dry weight), raport tracțiune max. / masă motor = 5,43.
- Resursa totală motor- peste **6.000 - 8.000 de ore de zbor**, cu condiția efectuării reviziilor intermediare și a înlocuirii modulelor cu uzură rapidă; **TBO** (Intervalul de timp între revizii) între inspecții la componentele calde – **2000-4000 ore funcționare.**

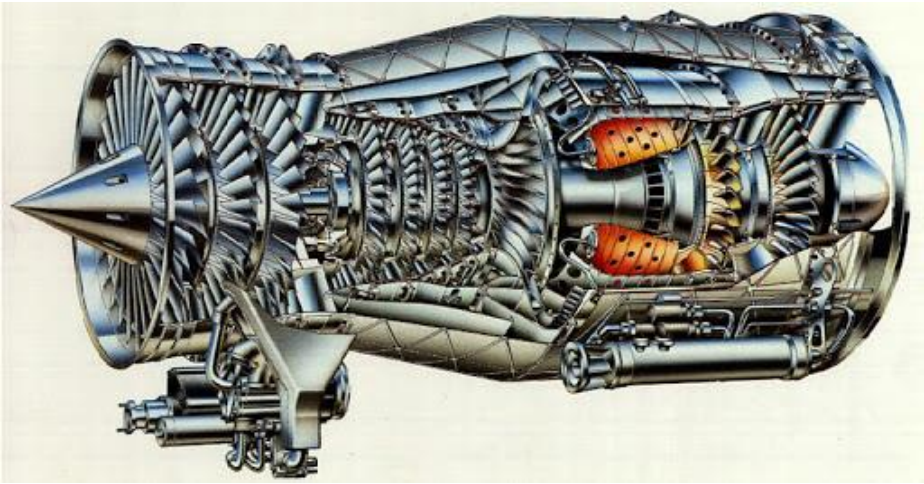
4.2. Consumul de combustibil
Consumul specific de combustibil (SFC) . SFC = C_comb,consumat /(Txh): în croazieră (la H=11000 m) = 0,0815 kg/(N·h) , la decolare (sol) = 0,0846 kg/(N·h), în viraj strâns la 4g = 0,0836 kg/(N·h).
Consumul orar de combustibil al avionului

Configurație Avion	Regim de Zbor / Altitudine	Viteză de Evoluție	Consum Orar Mediu	Anduranță Estimată (cu 1.450 kg. comb.)
LIFT (Curat)	Urcare Maximă (0-11 km)	Vy (≈800 km/h)	**2.250 kg/h**	≈35 min (regim continuu de sol)
LIFT (Curat)	Croazieră Economică (11.000 m)	Mach 0,70	**420 kg/h**	**3 ore 05 min** *(Ferry)*
LIFT (Curat)	Manevre Luptă ACM (5.000 m)	Variabilă (+8g)	**850 kg/h**	1 oră 30 min

C-UAS	**Patrulare Lentă Anti-Shahed (1.000 m)**	**250 km/h**	**500 kg/h**	**2 ore 35 min** *(Total zbor)*
C-UAS	Intercepție Alertă QRA (1.500 m)	≈710 km/h	**1.450 kg/h**	55 min
LCA (Greu)	Tranzit la Altitudine (6.000 m)	Mach 0,65	**680 kg/h**	1 oră 55 min
LCA (Greu)	Penetrare Tactică Sol (300 m)	650 km/h	**1.150 kg/h**	1 oră 05 min

Ecuația clasică Breguet pentru raza de acțiune R

- Masa inițială (la t = 0) M_i = M_0 + M_ înc. + M_comb ;
- Masa finală (la t = T) M_f = M_i - M_comb. etapă.
- Pentru o aeronavă cu reacție: consumul specific de combustibil SFC = (M_comb.cons x g)/ (T x t) ,
- **R= [V / (g x SFC)] x L / D x ln (M_i / M_f)**, unde: R = raza de acțiune / distanța de zbor; V = viteza de croazieră, L / D = raportul portanță/rezistență aerodinamică; M_comb.cons = cantitatea de combustibil consumată în etapa respectivă , SFC = consumul specific de combustibil în kg/(N x s) ;



Motorul turbofan Honeywell F124-GA-200

4.3. Autonomia de zbor și razele operaționale

- Pentru a calcula autonomia maximă de zbor (timpul total) și razele de acțiune operaționale în cele trei configurații (LIFT, LCA, C-UAS), trebuie să integrăm polarele aerodinamice determinate anterior cu parametrii de consum specific ai motorului Honeywell F124-GA-200.
- Masa totală de combustibil disponibil este M_f = 1450 kg. Din aceasta, conform normelor militare, reținem întotdeauna 150 kg drept rezervă intangibilă (aterizare ratată, rulare, siguranță), lăsând 1300 kg de combustibil utilizabil pentru misiune.
- **Rezumatul capabilităților operaționale**

Indicator Performanță	**Configurație LIFT**	**Configurație LCA**	**Configurație C-UAS**

Autonomie totală în aer	**3h 05min**	-	-
Rază de acțiune tactică	**1125 km**(5620 kg, H=11 km)	**230 km** (atac la MTOW)	**340 km** (+1 oră și 9 min Loiter)
Distanță de tranzit maximă	**2250 km**	-	-

- **Concluzie de proiectare conceptuală:** Raportul dintre capacitatea rezervoarelor interne și consumul motorului Honeywell F124 este bun. Avionul oferă o autonomie lungă de școlarizare în regim LIFT, livrează o rază bună de atac în regim LCA și excelează în rolul C-UAS, fiind capabil să păzească un obiectiv tactic timp de 1 oră și 09 minute la o distanță de 340 km de baza sa.

5. CARACTERISTICI CONSTRUCTIVE ALE CELULEI HIBRIDE



- Conceptul de „celulă hibridă” se referă la integrarea a două familii de materiale: **compozitele avansate pe bază de fibră de carbon (CFRP)** și **aliajele metalice ușoare de înaltă rezistență** (în principal Aluminiu-Litiu și Titan). O astfel de configurație structurală ar putea permite obținerea unei mase gol reduse (**~3.950 kg**) și a unei rezistențe remarcabile la oboseală mecanică, esențială pentru zborul turbulent la joasă înălțime (specific misiunilor C-UAS).
- Fiecare componentă a avionului ar trebui proiectată din materialul care răspunde cel mai bine tipului de solicitare mecanică (tracțiune, compresiune, torsiune sau impact).
- Structura propusă este o arhitectură semimonococ hibridă dimensionată la sarcina max. de calcul de **+12,0 g / -4,5g** .
- **Cadrele de forță centrale și lonjeroanele principale (Titan Grad 5 / Al-Li 2099):** Zonele în care se concentrează sarcinile dinamice mari – prinderea aripii de fuzelaj, structura de susținere a

motorului Honeywell F124 și punctele de fixare ale trenului de aterizare – se pot realiza prin frezare numerică din piese monobloc de Titan sau aliaj Aluminiu-Litiu. Acestea pot asigura rigiditatea la suprasarcini de +8g fără fenomene de fluaj.

- **Învelișul aripii și fuzelajului (Fibră de Carbon - CFRP):** Panourile exterioare ale aripii, extensiile LERX și învelișul fuzelajului se vor fabrica din compozit epoxidic ranforsat cu fibră de carbon. Acestea se realizează prin infuzie de rășină în autoclavă, rezultând suprafețe aerodinamice perfect netede (fără nituri clasice), ceea ce reduce rezistența de formă C_D0.
- **Bordurile de atac și structurile secundare (Kevlar / Aramidă):** Marginea frontală a admisiei de aer sub LERX și flapsurile/eleroanele folosesc structuri hibride tip fagure (*honeycomb*) acoperite cu Kevlar. Această alegere poate oferi o rezistență mare la impactul cu păsările sau la uzura provocată de pietre (la decolarea de pe piste neamenajate.

5.1. FUZELAJUL

Fuselajul va avea o lungime totală de **12,90 m** (fără tubul Pitot) și o înălțime structurală de **1,60 m**. Acesta se împarte în patru secțiuni constructive principale:

- **Secțiunea 1 (Anterioară - Botul avionului):** Lungime de **1,85 m**. Aici se amplasează radomul din compozit transparent electromagnetic (diametru la baza de prindere: **500 mm**) pentru antena radarului AESA. Sub radom și în fața parbrizului se amenajează compartimentul tehnic pentru unitățile de procesare a semnalului radar, computerul de misiune (arhitectură MOSA) și sistemul de management al armamentului (SMS). Partea inferioară va include decupajul pentru turela retractabilă sau integrată a senzorului electro-optic/infraroșu (EO/IR) utilizat în identificarea vizuală (VID) a UAV-urilor.
- **Secțiunea 2 (Cabina de pilotaj):** Lungime de **3,20 m**. Se amenajează pentru doi piloți așezați în tandem (unul în spatele celuilalt). Lățimea maximă a fuzelajului în această zonă este strict limitată la **1,35 m** pentru a reduce secțiunea transversală maximă și rezistența parazită.
- **Secțiunea 3 (Fuzelajul central):** Lungime de **4,15 m**. Este zona cea mai solicitată structural, unde se unesc cadrele transversale de forță din Titan cu lonjeroanele aripii. Amenajarea interioară ar putea cuprinde:
  - ***Rezervorul fuzelat principal**:* Flexibil auto-obturant cu o capacitate de **850 kg** (restul de 600 kg din cele 1.450 kg total fiind stocate în aripi).
  - ***Conductele de admisie (S-Ducts):*** Aerul colectat din cele două admisii sub LERX ocolește compartimentul cabinei pe flancuri și coboară spre centrul fuzelajului înainte de intrarea în compresor, asigurând un profil de curgere uniform și ecranând paletele motorului împotriva undelor radar frontale.
  - ***Locașul trenului principal:*** Trenul de aterizare se escamotează prin rotire către interior, în nișe structurale plasate sub rezervorul principal.
- **Secțiunea 4 (Posterior - Nacela motorului):** Lungime de **3,70 m**. Înconjoară motorul Honeywell F124-GA-200. Prinderea motorului se va face în trei puncte izolate la vibrații direct pe ultimul cadru structural rigid din Titan. Această secțiune se termină cu ajutajul de evacuare fix (subsonic) și este flancată exterior de extensiile structurale pe care se montează ampenajul biderivă și stabilizatoarele orizontale.

5.2. POSTUL DE PILOTAJ

- Postul de pilotaj în configurație biloc tandem ar putea fi proiectat după conceptul modern HMIL (Human-Machine Interface Optimization), replicând fidel ergonomia avioanelor de vânătoare de generația a 4-a+ și a 5-a (cum ar fi F-16 sau F-35).

- Cabina se va dispune în tandem, în trepte, postul instructorului (din spate) fiind înălțat cu 280 mm față de cel al elevului (din față), asigurându-i o vizibilitate excelentă în față, peste tetiera scaunului Martin-Baker Mk.16 anterior.
- Ambele posturi vor dispune de comenzi de zbor complete și ecrane active, însă sistemul de misiune acordă prioritate de control instructorului, care poate prelua instantaneu comanda avionului sau poate bloca acțiunile eronate ale elevului prin intermediul sistemului Fly-By-Wire .
- Cabina se va proiecta sub o cupolă unică din policarbonat dintr-o singură bucată, oferind vizibilitate emisferică de 360°.



5.2.1. Arhitectura postului de pilotaj- un Glass Cockpit digital de afișare a datelor , structurat simetric în ambele cabine.

- **Postul Anterior (Elev / Pilot):** Poziționat optim pe axa de tangaj a aeronavei. Consola centrală frontală conține ecranul panoramic LAD de 20 x 8 inchi, plasat la o distanță de focalizare optimă de 55 cm față de ochii pilotului. Comenzile HOTAS se distribuie pe maneta de gaze (consola stângă) și mansa centrală scurtă (sau montată pe consola dreaptă). Un indicator HUD holografic se montează deasupra LAD-ului.
- **Postul Posterior (Instructor / Operator armament):** Supraînălțat cu exact 28 cm față de postul din față. Această amenajare geometrică oferă instructorului o linie de vedere anterioară liberă de peste casca pilotului din față, esențială în fazele critice de decolare, aterizare sau zbor la joasă înălțime în mod C-UAS. Postul din spate duplică toate comenzile de zbor (*dual controls*) printr-o arhitectură digitală prioritară și înlocuiește HUD-ul fizic cu un repetor digital virtual integrat în fereastra centrală a LAD-ului propriu.
- Sistemele de evacuare și supraviețuire: Ambele posturi se echipează cu scaune catapultabile de tip Martin-Baker Mk.16 (Zero-Zero), înclinate la 18° spre spate pentru a crește toleranța fiziologică a echipajului în timpul manevrelor susținute de +8,0g.

- Cupola integrează cordoane detonante cu intermitență rapidă (MDC) pentru spargerea sticlei înainte de ieșirea scaunului.

5.2.2. Ergonomia cabinei prin filozofia HOTAS (Hands On Throttle-And-Stick)

- Impune ca toate butoanele necesare pentru pilotaj, navigație, selectare senzori și darea focului să fie amplasate direct pe mansă (mâna dreaptă) și pe maneta de gaze (mâna stângă), fără ca pilotul să își ia mâinile de pe comenzi în momentele tensionate.

5.3. ARIPA

5.3.1. Amplasare, caracteristici geometrice și aerodinamice

- Aripa va avea **amplasare mediană**, optimizată pentru a asigura volumul intern și rigiditatea necesară solicitărilor asimetrice.
- **Profil Aerodinamic: NACA 64A110** (bord de atac fin, grosime relativă constantă de **10%** de la încastrare la vârf, oferind rezistență la torsiune structurală mare).
- **Suprafață Alară (S):** 19,0 m²
- **Anvergură (b):** 9,40 m
- **Unghi de Săgeată (χ _LE):** 32° la bordul de atac.
- **Unghi de Diedru:** -2° (diedru negativ moderat, utilizat pentru a anula efectul de stabilitate laterală excesivă indus de ampenajul biderivă înclinat, crescând rata de ruliu la **>250°/s**).
- **Unghi de Torsiune Geometrică (Washout):** - 2,5° de la încastrare spre vârf. Această răsucire geometrică se estimează că, la unghiuri mari de atac (α), detașarea fileurilor de aer (stall-ul) începe de la rădăcina aripii, lăsând eleroanele exterioare complet eficiente pentru controlul ruliului.

5.3.2.Amenajarea Structurii Interioare și Mecanizării:

[Extensie LERX] ——— Vortex Lift la unghiuri mari de atac
- ——► [Bord de Atac] —— Volet automatizat pe 2 secțiuni (0° - 15°)
- ——► [Casetă Centrală] —— Wet Wing (2 × 300 kg combustibil) + Grinzi armament
- ——► [Bord de Fuga] —— Flaps fuzelat intern (0° - 40°) + Eleron extern

- **Caseta Centrală (Wet Wing):** Formată din structură hibridă de carbon (CFRP) cu trei lonjeroane. Spațiul etanș dintre lonjeronul 1 și lonjeronul 3 acționează ca rezervor structural integral de combustibil, stocând **300 kg** în fiecare semiaripă. Lonjeronul central este ranforsat local cu inserții de Titan în dreptul celor **3 puncte de acroșare externe** (sub fiecare semiaripă).
- **Mecanizarea Bordului de Atac (voleți):** Împărțită în două secțiuni automatizate per semiaripă. Acționate de actuatori electro-hidro-mecanici integrați (EHA), aceste profile coboară variabil până la **15°** în funcție de numărul g și unghiul de atac gestionat de calculatorul Fly-By-Wire.
- **Mecanizarea Bordului de Fugă:**
  - Flapsurile (interioare): Tip Flaps Fowler cu fantă unică. La decolare se extind la **20°** (măresc portanța cu rezistență minimă) și sunt optimizate pentru un unghi de coborâre de **40°** la aterizare, asigurând portanța maximă necesară pentru operarea pe piste scurte.
  - Eleroanele (exterioare): Proiectate cu raport de coardă de **25%**, asigură controlul dinamic fin al ruliului în fazele de luptă sau urmărire C-UAS la joasă înălțime.
- **Șinele de la capetele planurilor** aripii, pentru montare rachete aer-aer, funcționează ca winglets, reducând intensitatea vârtejurilor de capăt de aripă și scăzând rezistența indusă, ceea ce optimizează polara aerodinamică în croazieră .

5.4. AMPENAJELE

- Pentru un avion monomotor subsonic (**MTOW = 7.800 kg**) optimizat pentru manevre strânse de **+8,0g / -3,0g**, configurația și acționarea ampenajelor reprezintă cheia asigurării controlului direcțional și a manevrabilității la unghiuri mari de atac (α), specifice regimurilor LIFT și C-UAS.

- Platforma adoptă o configurație modernă cu **ampenaj vertical biderivă înclinat (Twin Tail)** și **ampenaj orizontal complet mobil (Stabilizator pendular)**.

5.4.1. Ampenajul Vertical (Bideriva și Cârmele de Direcție)

- Ampenajul vertical asigură stabilitatea direcțională (la girație) și controlul unghiului de glisare (β). Configurația biderivă este montată pe extensii structurale ale fuzelajului posterior (*booms*), în exteriorul conului de evacuare al motorului Honeywell F124.
- **Geometrie și Dimensiuni:**

-Suprafață Totală: **3,70 m²** (împărțită în două derive simetrice de câte 1,85 m^2).
-Unghi de Înclinare: **20°** față de axa verticală.
-Unghi de Săgeată (χ _LE): **40°** la bordul de atac, reducând rezistența la înaintare parazită.

- **Caracteristici Aerodinamice și Structurale:**

- Înclinarea la 20° scoate derivele din siajul aerodinamic turbulent și umbrirea generată de fuzelaj și aripă la unghiuri mari de atac ($\alpha > 30°$).
- Vârtejurile de înaltă energie generate de extensiile LERX trec direct printre cele două planuri verticale, alimentându-le cu aer curat.
- Această geometrie se estimează că va reduce semnătura radar (RCS) pe flancuri.

- Cârmele de Direcție (Rudders): Ocupă 28% din coarda posterioară a fiecărei derive. Se pot fabrica din compozit de carbon (CFRP) tip fagure pentru a minimiza momentul de inerție la extremități.

- Acționarea Direcțiilor (Rudders).

- ***Actuatori Single-Space cu Redundanță***: Fiecare volet de direcție de pe cele două derive are propriul actuator hidraulic (unul conectat la Sistemul A, celălalt la Sistemul B).
- ***Curse Unghiulare:*** (< 30°) în regim de taxi/viteze mici; cursa este limitată electronic automată de către computerul FBW la valori de sub (5°) la viteze de peste 600 km/h pentru a preveni suprasolicitarea structurală a derivelor (*Rudder Limiter*).

5.4.2. Ampenajul Orizontal (Stabilizatorul complet mobil)

- Spre deosebire de avioanele clasice care folosesc un stabilizator fix și un profundor mobil, acest proiect utilizează **stabilizatoare complet mobile (All-Moving / Stabilizatori pendulari)**. Întregul plan orizontal se rotește în mod solidar pentru a genera momentele de tangaj necesare.
- **Geometrie și Dimensiuni:**
  - Suprafață Totală: **4,20 m²** (suprafață plană continuă).
  - Anvergură ampenaj orizontal: **4,10 m**.
  - Unghi de Săgeată (χ _LE)*:* **35°**.
- Poziționare: Ancorat jos, pe flancurile exterioare ale fuselajului posterior, mult sub planul aripii (diedru neutru sau ușor negativ) pentru a evita siajul și darea de aer cald a motorului. Montat pe un ax forjat din oțel care traversează lagărele posterioare.
- **Acționare**

-Actuatori Dublu-Corp: Fiecare stabilizator este rotit de un actuator servo-hidraulic alimentat simultan de **Sistemul Hidraulic A și Sistemul B (3.000 psi)**. Dacă un circuit hidraulic cedează, actuatorul funcționează la 50% din putere, dar își păstrează cursa unghiulară completă.
Curse Unghiulare: De la **+15° (coborâre bot)** până la **-25° (cabraj maxim)**.
- Funcție de Taileron (Ruliu Tactic): Calculatorul FBW poate acționa stabilizatoarele în mod **asimetric / diferențial** (unul urcă, celălalt coboară). Această funcție completează eleroanele aripii la viteze mari, crescând rata de ruliu la **>250°/s**, o caracteristică vitală în luptă aeriană.

5.4.3. Funcționarea Integrată în Modurile de Misiune

- **Compensarea Automată (Autotrim):** În timpul consumului de combustibil din rezervoarele alare sau al lansării bombelor în mod LCA, calculatorul FBW ajustează unghiul de bază al

stabilizatorului pendular pentru a menține avionul la orizontală, eliminând necesitatea ca pilotul să acționeze manual trimerul.

- **Stabilizarea Platformei de Tragere (C-UAS):** La urmărirea dronelor în aer turbulent la 500 m altitudine, giroscoapele laser ale sistemului FBW detectează micro-rafalele de vânt. Sistemul comandă corecții instantanee de înaltă frecvență (până la 40 de mișcări pe secundă) pe direcții și stabilizatoare, menținând botul avionului (și implicit tunul sau fasciculul laser pentru rachetele APKWS) perfect stabilizat pe țintă.

6. ORGANE ȘI SISTEME ALE AVIONULUI

6.1. TRENUL DE ATERIZARE

- Pentru un avion monomotor subsonic, supus unor suprasarcini mari la decolare/aterizare și destinat inclusiv operării de pe piste neamenajate sau aerodromuri dispersate în misiuni C-UAS, proiectarea **trenului de aterizare** adoptă o configurație clasică **triciclu escamotabil** (o jambă de bot și două jambe principale posterior).
- Sistemul trebuie proiectat pentru a rezista la o rată de coborâre verticală la impact de până la **3,05 m/s**, conform standardelor militare de tip MIL-A-8866.

6.1.1. Arhitectura și Amenajarea Geometrică a Jambelor

- **Jambele Principale (Posterioare):** Sunt prinse direct de structura rigidă hibridă din Titan/Aluminiu-Litiu a fuzelajului central, exact în zona de sprijin a lonjeronului posterior al aripii.

***- Direcția de escamotare**:* Se pliază prin rotire către interiorul fuzelajului sub rezervorul principal de combustibil. Carenajele hibride din compozit închid etanș nișele trenului pentru a menține polara aerodinamică curată în zbor (C_D0 = 0,0165).

***- Ecartament (Distanța între roțile principale)**:* **2,65 m**, asigurând o stabilitate laterală excelentă împotriva răsturnării la rularea cu vânt lateral puternic.

- **Jamba de Bot (Anterioară):** Se montează sub compartimentul cockpit-ului de siguranță, în spatele radomului radar.

- Direcția de escamotare: Se pliază către înainte (**forward**), direct sub compartimentul avionicii. În caz de urgență (pierdere totală a presiunii hidraulice), deschiderea zăvoarelor permite trenului de bot să coboare și să se blocheze mecanic prin gravitație și forță aerodinamică indusă de fluxul de aer.

- Ampatament (Distanța longitudinală bot-tren principal): **4,40 m**.

6.1.2. Mecanică, Amortizare și Pneuri (Optimizare FOD / Piste grele)

- Pentru a permite operarea în siguranță de pe piste cu denivelări sau autostrăzi amenajate temporar, trenul de aterizare utilizează soluții avansate de preluare a șocurilor:
- **Tipul de Amortizare:** Amortizoare hibride **oleo-pneumatice (azot și ulei hidraulic)** cu dublă cameră. Acestea oferă o compresie progresivă: absorb eficient șocul violent al impactului inițial la aterizare și amortizează vibrațiile de înaltă frecvență induse de rularea pe piste de beton degradate sau macadam.
- **Dimensiunile Pneurilor (Presiune Scăzută / Medie):**

***- Roțile Principale**:* Pneuri de dimensiuni **610 × 200 mm**. Sunt configurate pentru o presiune moderată de ≈ 7-8 bar (100-115 psi), distribuită pe o suprafață de contact mărită. Aceasta scade amprenta de presiune la sol, prevenind scufundarea avionului pe piste parțial moi.

- ***Roata de Bot:*** Pneu unic de **450 × 160 mm**, dotat cu un deflector aerodinamic (carenaj superior mic) pentru a preveni aruncarea pietrelor sau a apei direct în admisiile de aer ale motorului F124 plasate lateral sub LEX (imunitate FOD crescută).

6.1.3. Sistemul de Frânare, Direcție și Control Digital

- **Frânare de înaltă energie (Carbon-Carbon):** Roțile trenului principal se vor echipa cu discuri de frână multidisc fabricate din compozit carbon-carbon. Sistemul este acționat electro-hidraulic prin circuitul hidraulic principal independent și este capabil să oprească aeronava în doar **390 metri** de rulaj la sol (aterizare cu masă medie).
- **Sistem Anti-skid (ABS Aeronautic):** Computerul de misiune monitorizează continuu viteza de rotație a fiecărei roți prin senzori digitali. Dacă detectează tendința de blocare a roții pe o pistă umedă sau înghețată, eliberează instantaneu presiunea hidraulică din frâne, menținând controlul direcțional complet și prevenind distrugerea pneurilor.
- **Mecanism de Orientare al Roții de Bot:** Jamba de bot este orientabilă hidraulic prin comanda palonierului din cockpit. Sistemul are două moduri de sensibilitate selectabile automat:
  - ***Mod Low-Gain (la decolare / aterizare):*** Curse unghiulare mici (± 6°) pentru control precis la viteze de peste 80 km/h.
  - ***Mod High-Gain (Taxi / Manevră la sol):*** Curse unghiulare mari (± 45°), permițând avionului să execute o întoarcere completă (U-turn) pe o pistă îngustă de doar 12 metri lățime.

6.1.4. Funcționarea Sistemului în Profilul Complet de Misiune

- **Senzorii Weight-On-Wheels (WOW):** Fiecare jambă include micro-întrerupătoare redundante care detectează compresia amortizorului (starea la sol). Senzorii WOW transmit aceste date către calculatorul Fly-By-Wire (FBW) și cel de armament (SMS).
- **Siguranță:** Cât timp senzorii WOW indică faptul că avionul este la sol, SMS-ul **blochează fizic și software** lansarea oricărei arme reale (chiar dacă comutatorul *Master Arm* este comutat pe ON din greșeală), iar sistemul FBW blochează escamotarea accidentală a trenului pe sol.

6.2. SISTEMUL HIDRAULIC

- Pentru a susține funcționarea sigură a unei celule hibride proiectate pentru manevre de **+8,0g / -3,0g** și mecanizarea complexă a aripii (voleți și flapsuri automatizate), **Arhitectura Sistemului Hidraulic** adoptă o configurație independentă, complet redundantă, bazată pe **două circuite principale independente (Sistemul A și Sistemul B)**, asistate de un sistem auxiliar de urgență.
  - Sistemul funcționează la o presiune nominală standard militară de **3.000 psi (207 bar)**, utilizând fluid hidraulic ignifug de tip MIL-H-83282 (alt tip echivalent), stabil la variațiile mari de temperatură specifice trecerii rapide de la sol la plafonul maxim.

6.2.1. Generarea Presiunii: Surse Primare și de Urgență

- **Pompele principale antrenate de motor (EDP - Engine Driven Pumps):** Cutia de agregate a motorului Honeywell F124 antrenează două pompe hidraulice cu debit variabil (EDP 1 pentru Sistemul A, EDP 2 pentru Sistemul B). Fiecare pompă poate asigura independent debitul maxim solicitat în timpul manevrelor violente de luptă (ACM).
- **Pompă electrică auxiliară (EMP - Electric Motor-Driven Pump):** Integrată exclusiv în Sistemul B. Aceasta permite presurizarea circuitului la sol pentru teste de mentenanță fără pornirea motorului și acționează ca o rezervă în zbor.
- **Acumulatoarele hidraulice (cu azot):** Fiecare circuit dispune de un acumulator cu piston sferic. Rolul lor este dublu: absorb șocurile de presiune (ciocanul de berbec) generate de mișcările bruște ale manșei și asigură o rezervă de presiune instantanee pentru frânarea de urgență sau acționarea zăvoarelor trenului în caz de avarie totală.

6.2.2. Circuitele deservite și alocarea consumatorilor

- Pentru a garanta controlul aeronavei chiar și în cazul distrugerii complete a unuia dintre circuite (rezerve de luptă/penetrări parțiale), consumatorii critici de zbor sunt deserviți în mod redundant de ambele sisteme, prin **actuatori hidraulici cu dublu corp (dual-tandem)**:
- **Consumatori Critici (Deserviți Dual - Sistemul A + Sistemul B)**

- Suprafețele Principale de Comandă a Zborului: Actuatorii pentru stabilizatoarele orizontale complet mobile (elevators), eleroanele din CFRP și cele două suprafețe de direcție (rudders) de pe ampenajul biderivă. Dacă un sistem pierde presiune, celălalt preia controlul instantaneu, degradarea performanței de manevră fiind de sub 15%.
- Mecanizarea bordului de atac (voleți): Actuatorii electro-hidraulici (EHA) care coboară cele două secțiuni de voleți de bord de atac primesc alimentare din ambele magistrale, asigurând modificarea curburii aripii gestionată de calculatorul Fly-By-Wire.

- **Consumatori Utilitari (Deserviți exclusiv de Circuitul A)**

- Sistemul de Frânare al Roților Principale: Acționarea discurilor carbon-carbon și controlul sistemului Anti-skid (ABS).
- Sistemul de direcție pe roata de bot (NWS): Cilindrul de orientare hidraulică a jambei anterioare (modurile Low-Gain și High-Gain).

- **Consumatori utilitari (Deserviți exclusiv de Circuitul B)**

- Sistemul de escamotare al trenului de aterizare: Cilindrii de acționare pentru bratele jambelor și zăvoarele ușilor care închid nișele trenului.
- Flapsurile de aterizare (Bordul de Fugă): Cilindrii pentru sistemul de flaps Fowler cu fantă unică.
- Sistemul de alimentare al tunului integrat cal. 20 mm: rotația țevilor și sistemul de alimentare cu muniție sunt acționate printr-un motor hidraulic conectat la Circuitul B.

6.2.3. Managementul avariilor și filozofia „Safe-Flight”

- **Sistemul de izolare a scurgerilor:** Fiecare ramificație utilitară (ex: linia trenului de aterizare) este dotată cu „siguranțe hidraulice” software și mecanice. Dacă o conductă este secționată de schije sau de o dronă interceptată în mod C-UAS, siguranța detectează un debit anormal de mare și blochează instantaneu acea linie, izolând scurgerea și salvând presiunea în restul circuitului pentru comenzile de zbor.
- **Escamotarea și coborârea de urgență a trenului:** Dacă Circuitul B este complet compromis și trenul nu poate fi coborât hidraulic, pilotul activează o manetă mecanică din cockpit. Aceasta eliberează zăvoarele trapelor roților prin cabluri flexibile, iar jambele cad și se blochează pe poziție “Scos” , exclusiv prin efectul gravitațional și forța aerodinamică (scoatere cu avarie).

6.3. SISTEMUL DE COMBUSTIBIL

- Pentru a alimenta eficient motorul turbofan **Honeywell F124-GA-200** (consum mediu de ≈500 kg/h în regim de patrulare C-UAS și ≈ 1.150 kg/h în regim LCA de penetrare tactică la 300 m înălțime cu 650 km/h și pentru a menține centrajul avionului în domeniul de stabilitate statică determinat anterior (**21,5% - 25,9% MAC**), **Sistemul de Combustibil** adoptă o arhitectură digitală cu alimentare prin presiune și transfer automat.
- Sistemul stochează o masă totală de **1.450 kg de combustibil intern (Jet-A1)**, distribuită strategic pentru a minimiza deplasarea centrului de greutate pe măsură ce combustibilul este consumat.

6.3.1. Arhitectura și Dispunerea Rezervoarelor (Fuel Tank Layout)

- **Rezervorul Fuzelat Central (Fuselage Tank):** Amplasat în fuzelajul central, în spatele cabinei tandem și deasupra conductelor de aer (S-Ducts). Găzduiește un volum flexibil auto-obturant din elastomeri (rezistent la perforări de schije sau gloanțe) cu o capacitate de **850 kg**.

-*Rezervorul Colector (Feed Tank):* În interiorul rezervorului central este compartimentat un rezervor colector etanș de ~80 kg, menținut plin în permanență. Acesta alimentează direct pompa de înaltă presiune a motorului și include supape gravitaționale acționate de pendul, asigurând alimentarea neîntreruptă cu combustibil a motorului timp de **cel puțin 30 de secunde în regim de zbor inversat sau G-negativ (-3,0g)**.

- **Rezervoarele Alare Integrale (Wing Tanks - Wet Wing):** Amenajate direct în structura casetată din carbon (CFRP) a aripilor, între lonjeronul 1 și lonjeronul 3. Fiecare semiaripă stochează câte **300 kg** de combustibil. Caseta este tratată interior cu masticuri speciale rezistente la cherosen și include pereți despărțitori perforați pentru a preveni balansul violent al lichidului (*sloshing*) în timpul virajelor strânse de **+8,0g**, fenomen care ar destabiliza aerodinamic pasiv avionul.
- **Rezervoarele Externe (Drop Tanks - Opționale):** Pentru misiuni LCA sau patrulare extinsă C-UAS, pilonii grei interni (Stațiile 3 și 5) pot transporta 2 rezervoare aerodinamice externe de câte 600 litri (~480 kg combustibil fiecare), extinzând capacitatea totală la **2.410 kg**. Desigur, în raport cu misiunea de executat, pot fi utilizate și rezervoare externe mai mici, ex. de 400 l.

6.3.2. Managementul Transferului, Presurizării și Alimentării

- **Secvența de Consum Automatizat (CG Management):** Sistemul este controlat digital de computerul de misiune prin unitatea FMMU (*Fuel Management and Gauging Unit*). Pentru a menține centrajul optim, combustibilul este consumat mai întâi din rezervoarele alare exterioare (sau cele externe), fiind transferat prin pompare în rezervorul central. Astfel, centrajul se deplasează controlat pe o distanță de doar 9,6 cm în timpul întregului zbor.
- **Sistemul de Presurizare cu Gaz Inert (OBIGGS - Optional):** Pentru a elimina riscul de explozie în cazul în care rezervoarele sunt lovite de schije pe câmpul de luptă (misiuni LCA/C-UAS), spațiul gol de deasupra nivelului de combustibil este presurizat continuu cu azot generat de sistemul de bord (On-Board Inert Gas Generation System). Azotul înlocuiește oxigenul, prevenind aprinderea vaporilor de cherosen.
- **Pompele de Transfer și Booster:** Fiecare rezervor alar conține pompe electrice de transfer redundante. În cazul unei pane electrice totale, sistemul folosește supape mecanice de bypass care permit curgerea combustibilului prin gravitație din aripi în rezervorul central.

6.3.3. Alimentarea la Sol și Golirea de Urgență

- **Punctul Unic de Alimentare sub Presiune (Single-Point Refueling):** Amplasat pe flancul stâng al fuzelajului, sub LERX. Permite umplerea completă a celor 1.450 kg de combustibil intern în cel mult **5 minute**. Sistemul include senzori de preplin mecanici și electrici care închid automat supapele de admisie la atingerea capacității maxime.
- **Sistemul de Jettison (Golire rapidă în aer - Opțional):** În configurația LCA grea (aproape de MTOW 7.800 kg), dacă avionul trebuie să aterizeze de urgență imediat după decolare, masa totală depășește limita structurală permisă la aterizare. Pilotul poate activa switch-ul de Jettison, iar pompele evacuează rapid combustibilul prin două duze plasate la extremitățile posterioare ale aripilor, reducând masa avionului sub pragul de siguranță în mai puțin de 3 minute.
- **Arhitectura sistemului de combustibil** garantează că motorul Honeywell F124 primește un flux curat și continuu de combustibil în orice regim acrobatic, protejând totodată integritatea structurală și balansul fin al Marginii de Stabilitate Statică (30-35% MAC) calculate pentru acest aparat.

6.4. CLIMATIZARE ȘI PRESURIZARE (ECS)

- **Sistemul de mediu** acționează prin intermediul unei unități cu ciclu de aer de tip ACM (Air Cycle Machine) utilizând aerul purjat de la compresoarele motoarelor. Furnizează aer uscat la +5°C cu umiditate sub 5% (separator Water Coalescer).
- **Profilul de Presurizare:** Menține o diferență de presiune maximă de Δp **= 0,45 bar.** La altitudinea de croazieră de 10.000 m, presiunea din cabină este reglată automat prin Outflow Valve la o valoare confortabilă, echivalentă altitudinii de 2.400 m.
- **Răcirea Avionicii:** Un flux dedicat de aer uscat la +5∘C este trimis permanent în compartimentul fuzelajului anterior pentru a preveni supraîncălzirea computerelor FCC, SMS și a radarului. Sistemul ECS încorporează o **buclă primară activă de răcire** cu lichid dielectric sintetic PAO

(Polyalphaolefin) care circulă prin canalele interne ale antenei radar AESA, extrăgând direct cei **3,5 kW** de sarcină termică disipați în timpul emisiilor de înaltă putere. La sol, sistemul activează automat o suflantă electrică turbo conectată la prize dinamice secundare NACA.

- **Sistemul Pneumatic Anti-G:** O supapă rapidă preia aer comprimat de la motor și umflă instantaneu costumele anti-G ale piloților când senzorii FBW detectează manevre agresive de peste 4G.

6.5. REȚEAUA ELECTRICĂ DE BORD

- Sistemul va utiliza un regim hibrid de generare pentru a garanta alimentarea neîntreruptă a FBW Quadruplex:
- **Generarea Principală (Curent Alternativ - CA):** Generator IDG independent de **40 kVA**, livrând curent trifazic la **115 V / 400 Hz**. Conectate prin logică de cuplaj electronică (Bus Tie Rule — timp de reacție < 50 ms în caz de avarie motor).
- **Barele AC principale:** Alimentează sistemele de mare putere – transmițătorul radarului AESA, pompele hidraulice auxiliare, sistemul de degivrare al parbrizului/admisiei și pompele de transfer din sistemul de combustibil (1.450 kg).
- **Generarea Dedicată FBW:** Alternator cu Magnet Permanent (**PMG**) montat direct pe axul motorului, alimentând independent calculatoarele FCC, izolate de restul rețelei.
- **Conversia și Distribuția (Curent Continuu - CC):** 2 unitățile transformator-redresor TRU transformă curentul de 115V CA în **28 V CC** , alimentând barele de curent continuu pentru sistemele sensibile de navigație și calculatoarele de misiune. Sistemul utilizează relee electronice rapide cu semiconductori (**SSPC**), eliminând siguranțele fuzibile clasice.
- **Barele DC principale:** Alimentează calculatoarele de misiune (MOSA), ecranul panoramic central LAD, stația EO/IR din bot, sistemul de management al armamentului (SMS), receptoarele de avertizare radar (RWR) și sistemul de oxigen OBOGS.
- **Baterii și Backup:** 2x Baterii principale Litiu-Ion de **24 V / 28 Ah** asigură minimum **30 de minute** de funcționare autonomă a sistemelor vitale (acoperind timpul maxim de planare). Generatorul (turbina cu aer dinamic) RAT de urgență livrează **5 kVA** CA adiționali pe durata coborârii.

6.6. SISTEMUL DE OXIGEN DE LA BORD (OBOGS)

- Sistemul generează oxigen respirator în mod continuu prin principiul adsorbției prin presiune alternantă (**PSA**), preluând aer purjat de la compresoarele motoarelor:
- **Concentratorul cu Zeolit:** Utilizează două paturi moleculare din zeolit care funcționează alternat (adsorbție/desorbție), reținând azotul și livrând oxigen respirator cu o puritate de **93% - 95%**.
- **Reglare Adaptivă:** Un microprocesor reglează concentrația de O2 injectată în măști în funcție de altitudinea reală de zbor (de la ~25% la sol, până la concentrație maximă în caz de depresurizare de urgență la 13.500 m).
- **Siguranță (Anti-Hipoxie):** Senzorul de oxigen pe linie (O2 Sensor) monitorizează puritatea gazului, declanșând alerta "Oxygen Low". În caz de avarie sau ejectare, sistemul comută automat pe butelia de urgență (**EOS**) integrată în scaun, oferind **10-15 minute** de autonomie.
- **Sistemul Cupolei și Salvarea ISS:** Etanșare pneumatică activă din cauciuc fluorosiliconic. Brisajul (spargerea) se execută prin detonarea cordonului miniatural **MDC** cu miez RDX/Hexogen în mai puțin de 10 ms. Scaunele Martin-Baker Mk.16 (Zero-Zero) sunt secvențiate automat prin sistemul ISS: cupola explodează (150 ms), scaunul instructorului pleacă primul spre stânga (200 ms), iar cel al elevului pleacă al doilea spre dreapta (600 ms), traiectoriile fiind divergente.

6.7. SISTEMUL DE NAVIGAȚIE ȘI COMUNICAȚII CRIPTATE

- Reprezintă arhitectura neuronală de interoperabilitate NATO a variantei LCA (Light Combat Aircraft). Pentru a opera integrat într-un teatru de operații modern alături de avioane de generația a

4-a++ și a 5-a (F-16, F-35), platforme AWACS sau sisteme de apărare antiaeriană Patriot, aeronava poate încorpora o suită digitală standardizată, guvernată de computerul de misiune (MDP).

- **Sistemul de Navigație Hibrid: EGI** (Embedded GPS/INS) rezistent la bruiaj;
- **Sistemul Link-16 de comunicații criptate** interoperabil NATO, implementat prin intermediul unui terminal compact **MIDS-LVT;**
- **Sistemul IFF Standard NATO (Identificare Amic-Inamic)** integrat cu radarul de bord și SMS ;
- **Sisteme de Navigație și Aterizare Tactică Auxiliare** (TACAN, ILS/MMR).

6.8. SISTEMUL DE SALVARE

- Sistemul de evacuare în tandem asigură salvarea din regim **„Zero-Zero”** utilizând scaune ejectabile **Martin-Baker Mk.16**.
- Sistemul utilizează cartușe pirotehnice și motor-rachetă de impuls, oferind o evacuare sigură chiar și în regim de zbor la joasă înălțime sau în decolare.
- Secvențierea ejectării este automată și sincronizată, eliminând riscul de coliziune între scaune.
- Fiecare scaun include sistem propriu de oxigen, echipament de supraviețuire, conexiune pentru comunicații și interfață dedicată pentru casca HMD. Montarea se face pe șine structurale din aliaj de titan, cu amortizare integrată pentru reducerea vibrațiilor la zborurile de joasă altitudine.
- **Secvențierea ISS (Interseat Sequencing System):** Pentru a preveni coliziunea în aer și arderea elevului de către racheta instructorului, ordinea de lansare automată este strict definită:
  T = 0 ms: Activare sistem prin tragerea manetei de salvare,
  T = 150 ms: Detonare MDC și spargerea cupolei,
  T = 200 ms: Ejectare scaun SPATE (Instructorul). Duzele rachetei sub scaun orientează traiectoria spre **stânga**,
  T = 600 ms (decalaj de 400 ms): Ejectare scaun FAȚĂ (Elevul). Duzele rachetei orientează traiectoria spre **dreapta**.

6.9. SISTEMUL CUPOLEI

- **Etanșare Pneumatică**: O garnitură tubulară continuă din cauciuc fluorosiliconic (MIL-R-25988) este montată în rama cupolei. Sistemul ECS o presurizează automat cu aer purjat după decolare (Δpseal = Δpcabină +0, 4bar), asigurând etanșeitatea presiunii de 0,45 bar și izolarea fonică. Se depresurizează automat la sol înainte de deschidere.
- **Sistemul de spargere/ brisaj (MDC)**: Un cordon detonant miniatural (MDC) cu miez de RDX/Hexogen este integrat în plexiglasul cupolei. La activarea salvării, MDC explodează în mai puțin de 10 ms, fragmentând cupola deasupra ambelor cabine. Ca backup, scaunele dispun de coarne metalice ascuțite pentru spargerea mecanică a sticlei la catapultare.
- **Interfețe de Urgență**: O manetă și un inel pirotehnic externe permit echipelor de salvare de la sol depresurizarea garniturii sau detonarea MDC din exterior pentru extragerea echipajului în caz de crash.

7. CALCULUL CENTRAJULUI ȘI VERIFICAREA STABILITĂȚII STATICE

- Pentru determinarea centrajului și verificarea stabilității statice a avionului monomotor subsonic (MTOW = 7.800 kg), vom folosi ca referință geometrică Coarda Medie Aerodinamică (MAC = 2,177 m), determinată anterior.
- Focarul aerodinamic al aripii (x_F), punctul în care momentul de tangaj este independent de unghiul de atac, se află conform teoriei aerodinamice clasice la regimuri subsonice la 25 % din MAC (măsurat de la bordul de atac al (MAC).

7.1. Determinarea Centrajului (Poziția Centrului de Greutate - x_CG

- Poziția centrului de greutate se calculează prin metoda momentelor statistice raportate la un plan de referință zero X_0 situat în vârful radomului/botului avionului). Relația de calcul este:
  x_CG = Σ (Masa_i x x_i) / Σ Masa_i
- Datorită consumului de combustibil în zbor și lansării armamentului (LCA), poziția x_CG variază. Analizăm deplasarea centrajului între configurația cea mai grea (LCA / MTOW) și configurația cea mai ușoară la aterizare (LIFT / Clean cu combustibil minim).

Componentă / Încărcătură	Masă (kg)	Braț de pârghie (x_i), m de la bot)	Moment (kg x m)
Masă Gol (Empty Weight)	3.950	5,85	23.107
Echipaj (2 piloți)	220	3,10	682
Combustibil Intern Fuzelat	850	5,60	4.760
Combustibil Intern Alar (Aripi)	600	6,12	3.672
Armament Sub Aripi (LCA Greu)	2180	6,10	13298
TOTAL (MTOW / LCA Maxim)	7.800	—	Total Momente: 45.519

- **Calculul Pozițiilor x_CG:**
- ***Configurația LCA (MTOW complet):*** x_CG,LCA= 45.519 / 7.800 = 5,835 m de la bot.
- **Configurația LIFT** (Aterizare - Curat, cu 150 kg combustibil rezervă): Eliminând armamentul și scăzând combustibilul consumat, masa avionului devine 4.320 kg, iar suma momentelor scade la 24.629 kg x m. x_CG,LIFT= 24.629 / 4.320 = 5,70 m de la bot. Deplasare = 13,5 cm

- Exprimarea în procente din MAC (% MAC): Bordul de atac al MAC este poziționat geometric la x_LE, MAC = 5,25 m de la botul avionului. (% MAC) = [(x_CG - x_LE,MAC) / MAC] x 100
  - Centraj Configurație LCA (MTOW): [(5,835 - 5,25) / 2,177] x 100 = 26,87 % MAC
  - Centraj Configurație LIFT (Aterizare): [5,70 - 5,25 / 2,177] x 100 = 20,67% MAC

7.2. Verificarea Stabilității Statice Longitudinale

- Pentru ca o aeronavă să fie stabilă static din punct de vedere longitudinal, Focarul Aerodinamic Global al Avionului (x_N - Neutral Point) trebuie să se afle în spatele Centrului de Greutate (x_CG).
- Focarul global (x_N)) este decalat în spatele focarului aripii (x_F = 25 %) datorită aportului stabilizator al ampenajului biderivă și este calculat conceptual prin ecuația:
  x_N=x_F+V_h x(a_h /a)(1- dε / dα)
  Unde:
  - V_h (Volumul mecanic al ampenajului orizontal) = (S_h x l_h}/ (S x MAC) = (4,20 x 5,10) / (19,0 x 2,177) = 0,5178 (valoare specifică clasei LIFT).
  - (a_h / a) (Raportul pantelor coeficienților de portanță ampenaj/aripă ≈ 0,85.
  - (1 – dε /d α) (Efectul de siaj aerodinamic indus de aripă asupra ampenajului) ≈ 0,72.
  - Calculând termenul corector: (Delta x_N = 0,5178 x 0,85 x 0,72 = 0,3169 (31,69 % din MAC). Focarul Global (Neutral Point) se va situa la: x_N = 25 % + 31,69 % = 56,69 % MAC

7.3. Calculul Marginii de Stabilitate Statică (Static Margin - SM)

- Marginea de stabilitate reprezintă distanța adimensională dintre focarul global și centrul de greutate: SM = x_N - x_CG.
  - În Configurația LCA (Cazul cel mai defavorabil - Centraj Posterior):
    SM_LCA = 56,6 9 % - 26,87 % = 29,82 % MAC

- În Configurația LIFT (Centraj Anterior): SM_LIFT = 56,6 9% - 20,67% = 36,02 % MAC

7.4. Concluzii privind stabilitatea și manevrabilitatea:

- ***Stabilitate Statică Pozitivă Estimată***: Deoarece în toate fazele zborului și în toate configurațiile posibile centrajul rămâne înaintea focarului global (x_CG < x_N), se estimează că avionul va prezenta o stabilitate statică longitudinală bună. În caz de rafală de aer, avionul va tinde natural să revină la unghiul de atac inițial fără intervenția pilotului.
- ***Marginea de Stabilitate Ridicată:*** O valoare a SM de 30 % - 35 % este considerată mare în aviația militară modernă (avioanele pure de vânătoare folosesc instabilitatea controlată sau margini de sub 5 % pentru agilitate extremă). Pentru rolul de antrenament (LIFT) și platformă stabilă de tragere C-UAS, această valoare ridicată este un avantaj major: aeronava este suficient de stabilă pe traiectorie și iertătoare cu greșelile elevilor.
- ***Compensarea prin Fly-By-Wire:*** Pentru a nu penaliza excesiv agilitatea aeronavei în dogfight (având în vedere valoarea mare a SM, sistemul de control digital al zborului (FBW) va folosi actuatori rapizi pe stabilizatoarele orizontale complet pendulare pentru a forța artificial rotații rapide (ruliu și tangaj rapid), mascând rigiditatea naturală a centrajului pentru pilot.

8. ARMAMENTUL DE BORD

Armamentul de la bordul avionului cuprinde un tun rotativ cu trei țevi calibru 20 mm, montat fix, pe partea stângă jos a fuzelajul avionului și armament acroșat în 7 piloni (unul ventral sub fuzelaj și șase sub aripă).



8.1. Armament artileristic de bord

- Ansamblul complet al tunului rotativ cu trei țevi, calibru 20 mm include : tunul gol de 60 kg, tamburul cu sistem linkless de 120 kg, structura de prindere din Titan de 40 kg și cele 350 de proiectile reale de ≈140 kg. Pentru a menține poziția centrului de greutate în intervalul de stabilitate

statică determinat anterior **(**21,5% - 25,9% MAC**),** componentele grele ale ansamblului sunt distribuite astfel :

- Grupul țevilor și chiulasa tunului sunt montate în partea stângă-jos a fuselajului, între cadrele de forță transversale 12 și 14 (gura țevilor se termină asimetric pe flanc, în spatele nișei roții de bot)
- Tamburul (Magazia de muniție linkless) este poziționat central-posterior, imediat în spatele scaunului din spate, în dreptul rezervorului principal de combustibil. Pe măsură ce muniția de 140 kg (350 de proiectile 20×102mm) este consumată în rafale, centrajul avionului nu suferă nicio deplasare, menținând neschimbată marginea de stabilitate statică (30,7% – 35,1% MAC).

- Pentru ca forța de recul pe timpul tragerilor să nu afecteze structura avionului , tunul este ancorat pe un suport rigid din titan care preia direct forța de recul și o distribuie către lonjeronul principal inferior al fuzelajului central.
- Gura de evacuare a gazelor include deflectoare aerodinamice geometrice care direcționează norul de gaze arse în jos și în exteriorul fuzelajului, pentru a nu fi aspirate de prize de admisie a aerului stânga situată sub LERX, prevenind sufocarea compresorului sau oprirea motorului în zbor.
- Sistemul linkless readuce tuburile goale înapoi în tambur pentru a menține masa controlată, însă gazele reziduale din culasă sunt purjate forțat în exterior printr-o fantă dotată cu o supapă aerodinamică ce se deschide doar în momentul rotirii țevilor.
- Rotația celor 3 țevi este asigurată de un motor hidraulic compact de mare turație, alimentat exclusiv din Sistemul Hidraulic B.
- Când modul C-UAS este activat, sistemul EO/IR din bot măsoară distanța exactă prin telemetru laser. Computerul MDP folosește polara corectată transonic la viteze mici și trimite soluția balistică predictivă pe HUD sub forma unui reticul dinamic. Pilotul trebuie doar să suprapună reticulul peste drona inamică, asigurând o rată de distrugere maximă cu un consum minim de proiectile.

8.2. Sistemul de Management al Armamentului (Stores Management System - SMS)

- Este elementul central care definește capabilitatea multirol a acestei platforme subsonice (7.800 kg MTOW). Pentru a asigura flexibilitatea maximă necesară trecerii rapide de la instruire la luptă și interceptie UAS, SMS-ul trebuie proiectat pe o arhitectură software deschisă de tip **MOSA (Modular Open Systems Approach)**, guvernată de un calculator digital de management al armamentului (SMC - *Stores Management Computer*).
- Toate punctele de acroșare externe se conectează printr-o magistrală digitală de date conform standardului **MIL-STD-1760 Class I**, permițând transferul rapid de date tactice bidirecționale (coordonate GPS, imagini de la senzorii rachetelor, telemetrie laser) între computerul de misiune și armele inteligente.
- Arhitectura software deschisă a SMS-ului permite o funcție unică numită **„Emergency Re-role" (Schimbare de rol în regim de urgență)**.
- Dacă o aeronavă configurată pentru un zbor de instruire LIFT (Modul C) se află în aer și centrul de comandă de la sol emite o alertă QRA pentru pătrunderea unor drone kamikaze în spațiul aerian național, aeronava poate ateriza la cea mai apropiată bază avansată dispersată. Datorită managementului digital automat, echipa de sol montează rachetele APKWS. În momentul în care pilonii fac contact mecanic, SMC-ul (calculatorul de armament) rulează un protocol de autodiagnostic (*Built-In Test*) de 30 de secunde, reconfigurând instantaneu interfața din cockpit în Modul C-UAS (Configurația A), fără a fi necesară resoftarea sau programarea manuală a avionului.

8.3. Dispunerea punctelor de acroșare (Piloni și Încărcări Maxime)

Avionul dispune de **7 puncte de acroșare externe**, distribuite simetric:

- **Punctele 1 și 7 (Capete de aripă / Wingtips):** Capacitate de **110 kg** fiecare. Cablate exclusiv pentru rachete aer-aer cu ghidaj infraroșu (IR) de proximitate (*AIM-9X Sidewinder* sau *IRIS-T*). Utilizate ca rezervă tactică în intercepții mari sau auto-apărare.
- **Punctele 2 și 6 (Sub aripă, externe / Outboard):** Capacitate de **450 kg** fiecare. Interfață MIL-STD-1760. Optimizate pentru pod-uri de rachete ghidate laser (*7× APKWS*), containere ECM pasive/active sau rachete antitanc (*Hellfire, Brimstone*).
- **Punctele 3 și 5 (Sub aripă, interne / Inboard):** Capacitate de **800 kg** fiecare. Piloni structurali zvelți, ranforsați cu inserții de Titan. Cablați pentru rezervoare externe de combustibil (600 litri /474 kg) sau lansatoare multiple de bombe ghidate GPS/INS de calibru mic (*GBU-39/B SDB*).
- **Punctul 4 (Ventral, sub fuselaj):** Capacitate de **450 kg**. Se folosește exclusiv pentru containere optoelectronice de desemnare a țintelor terestre (Targeting Pod tip *Litening*) în regim LCA sau rachete ghidate suplimentare.

8.4. Configurații Tactice Specifice (Mission Profiles)

- Masa totală disponibilă pentru pilonii externi este de **2.180 kg**. Sistemul de Management al Armamentului (SMS) controlează digital cele **7 puncte de acroșare externe** prin magistrala **MIL-STD-1760 Class I**.
- Datorită integrării organice a tunului rotativ de 20 mm în interiorul fuzelajului stâng-jos (cu 350 de proiectile, inclus în Masa Gol), punctul 4 **ventral de acroșare sub fuzelaj** este complet liber pentru senzori auxiliari, containere ECM sau armament suplimentar.
- Configurațiile tactice specifice optimizate pe tipuri de misiuni sunt:

➢ **Configurația A: Misiune C-UAS (Counter-UAS / Apărare Antiaeriană Asimetrică)**

Obiectiv: Patrulare de lungă durată (1h 09min loiter în zonă la 250 km) și distrugerea cu cost minim a UAV-urilor kamikaze (clasa Shahed) sau de cercetare (Orlan).

- **Punctul 4 (Ventral):** 1 × Container optoelectronic (EO/IR / FLIR) cu telemetru și desemnator laser pentru detectarea și identificarea vizuală (VID) a dronelor cu amprentă radar/termică redusă pe timp de noapte.
- **Punctele 1 și 7 (Capete de aripă / Wingtips):** 2 × Rachete aer-aer cu ghidaj termic și senzor de proximitate laser (*AIM-9X Sidewinder* sau *IRIS-T*), folosite ca rezervă pentru UAV-uri mari de clasă militară.
- **Punctele 2 și 6 (Sub aripă, externe):** 2 × Pod-uri lansatoare *LAU-131* (fiecare conținând câte 7 rachete ghidate laser **APKWS** - *Advanced Precision Kill Weapon System*). SMS-ul le configurează în mod aer-aer: capul de ghidaj caută spotul laser proiectat de avion pe dronă, oferind o intercepție precisă la o fracțiune din costul unei rachete mari.
- **Punctele 3 și 5 (Sub aripă, interne):** 2 × Rezervoare externe de combustibil (câte 400 litri / ~320 kg fiecare) pentru a crește autonomia totală de zbor dincolo de 3,5 ore.
- **Armament permanent**: Tunul intern de 20 mm cu 350 de proiectile (arma principală de distrugere).

Masa totală armament și piloni externi: ≈ 950 kg (se încadrează ideal în domeniul de agilitate, avionul decolând la ≈ **6.570 kg**, permițând viraje strânse și accelerări rapide Max Dry).

➢ **Configurația B: Misiune LCA (Light Combat Aircraft)**

Obiectiv: Lovirea de precizie a obiectivelor terestre, sprijinul trupelor proprii în zone cu amenințări MANPADS/SHORAD.

- **Punctele 3 și 5 (Sub aripă, interne - Piloni Grei):** 2 × Lansatoare multiple verticale (BRU-61/A), fiecare transportând câte 4 bombe ghidate GPS/INS de calibru mic **GBU-39/B SDB (Small Diameter Bomb)**. Total: **8 bombe SDB** (8 × 130 kg = 1.040 kg). SMS-ul le transmite coordonatele țintei înainte de lansare; bombele își deschid aripile pliabile și pot plana până la 110 km.

- **Punctele 2 și 6 (Sub aripă, externe):** 2 × Rachete antitanc tactice cu ghidaj laser/radar (*AGM-114 Hellfire* sau *Brimstone*) pentru distrugerea vehiculelor blindate sau a punctelor fortificate (2 × 50 kg = 100 kg).
- **Punctul 4 (Ventral):** 1 × Container de desemnare ținte laser/FLIR (*Litening Pod* sau *Sniper Advanced Targeting Pod*) pentru ghidarea bombelor și recunoaștere în adâncime (180 kg).
- **Punctele 1 și 7 (Wingtips):** 2 × Rachete *AIM-9X* pentru auto-apărare în caz de interceptare aeriană (170 kg).
- **Armament permanent**: Tunul intern de 20 mm (pentru atacul la sol în trecere).

Masa totală armament extern: ≈ 1.490 kg (se încadrează sub limita structurală de 2.180 kg. Masa totală la decolare este de **7.110 kg**, FBW-ul limitând electronic suprasarcina la +5,5g).

➢ **Configurația C: Misiune LIFT (Lead-In Fighter Trainer / Antrenament Avansat "Curat")**

Obiectiv: Antrenament avansat în zbor și învățare tactici de luptă în condiții aerodinamice native maxime (Finețe maximă 17,5, +8,0g/-3,0g), cu uzură structurală minimă.

- **Punctele externe (de la 1 la 7): Complet libere structural** (pilonii detașabili sunt demontați de pe aripi, reducând rezistența parazită la minimul istoric: C_D0 = 0,0165.
- **Punctul 2 sau 6:** Se montează doar 1 × Pod subțire de telemetrie aeriană **ACMI (Air Combat Maneuvering Instrumentation)**, configurat cu forma și greutatea unei rachete dummy, folosit pentru înregistrarea parametrilor de zbor și redarea dogfight-ului la sol.
- **Armament permanent:** Tunul intern de 20 mm este păstrat în fuzelaj (fără muniție reală sau încărcat cu proiectile de exercițiu pentru antrenament în poligon).

Masa totală la decolare: 5.620 kg (Aceasta este masa minimă de operare ce permite rata maximă de urcare de 72,87 m/s și atingerea plafonului practic de 13.900 m).



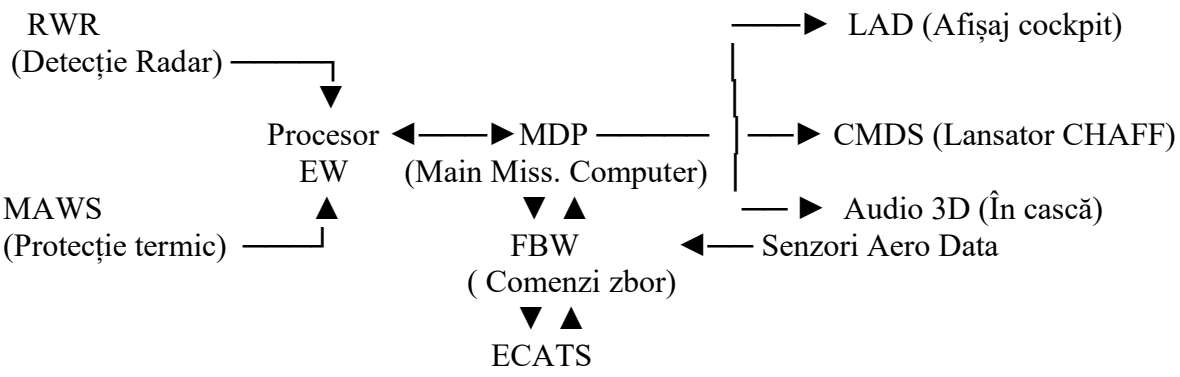
9. SISTEMUL DE AUTO-PROTECȚIE ȘI RĂZBOI ELECTRONIC (DASS)

9.1.Diagrama Funcțională a Sistemului EW (DASS) și de Instruire

- Pentru o aeronavă cu triplu rol (**LIFT + LCA + C-UAS**), propunem integrarea unui **Sistem de Auto-Protecție Defensivă (DASS - Defensive Aids Sub-System)** modern bazat pe o arhitectură deschisă de tip **MOSA**, complet digital , gestionat de un procesor central EW (Electronic Warfare).

[SENZORI DETECȚIE] [INTERFEȚE & ACTUATORI]

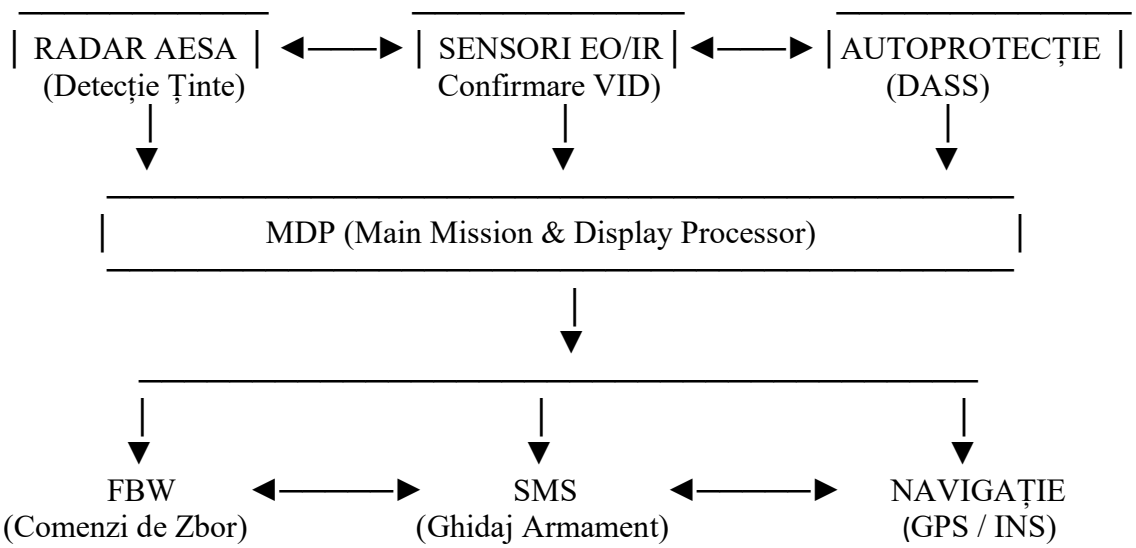
[PROCESARE CENTRALĂ & DECIZIE]



(Instruire Simulată)

- MDP (Computerul principal de misiuni) colectează simultan țintele de la radar, senzorii optoelectronici și sistemul de autoprotecție, gestionează algoritmii de atac, calculul zonelor de lansare a rachetelor și traiectoriile balistice predictive pentru bombe și tun, controlează generarea grafică pe ecranul panoramic tactil LAD, pe vizorul HUD și în casca piloților, interpretând totodată comenzile HOTAS și monitorizează starea de sănătate a tuturor sistemelor avionului, raportând erorile către sistemul de mentenanță predictivă IVHM.
- În misiunile de atac la sol (**LCA**), avionul evoluează în medii contestate de sisteme antiaeriene cu ghidaj radar și infraroșu (MANPADS, SHORAD).
- În misiunile **C-UAS** (vânarea dronelor la joasă înălțime), avionul devine o țintă vizibilă pentru sistemele radar de la sol, iar interceptarea unor UAV-uri kamikaze mari poate genera resturi periculoase sau detonări de proximitate.

Relațiile Funcționale ale MDP cu Subsistemele de Bord



9.2. Arhitectura Componentelor și Dispunerea pe Avion

- Arhitectura funcțională a sistemului DASS este structurată pe trei paliere ierarhice: Senzori pasivi (Detecție), Procesare Centrală și Decizie, respectiv Actuatori și Interfețe (Execuție). Sistemele comunică bidirecțional prin magistrale de date militare redundante (MIL-STD-1553B pentru comenzi și ARINC 429 / Ethernet pentru date de mare lățime).

- Receptoarele de Avertizare Radar (RWR - Radar Warning Receiver): detectează, identifică și prioritizează emisiile radar inamice (radare de căutare, radare de achiziție ținte sau fascicule de ghidaj ale rachetelor), afișând frecvența, azimutul (direcția) și tipul amenințării (de undă radar recepționat) pe ecranul panoramic LAD din cockpit.

- Sistemul de Avertizare la Lansarea Rachetelor (MAWS - Missile Approach Warning System): Folosește senzori optoelectronici în spectru ultraviolet/infraroșu (plasați sub LEX-uri pe flancuri, în bot și în coada avionului). MAWS-ul detectează amprenta termică a unui atac cu rachete aer-aer sau sol-aer (inclusiv MANPADS pasive, care nu emit unde radar). Sistemul calculează timpul până la impact (Time-to-Impact) și declanșează automat contramăsurile. Performanțele și condițiile de funcționare ale acestui sistem vor fi stabilite prin cerințe și validate prin încercări.

-Sistemul de Distribuire a Contramăsurilor (CMDS - Chaff and Flare Dispensers): Două blocuri de lansatoare (fiecare cu câte 30 de cartușe standard NATO de 1x1 inchi) pot fi integrate în partea posterioară a fuselajului sau la baza derivelor înclinate. Numărul și amplasarea lansatoarelor sunt definite preliminar, urmând a fi validate în etapa proiectării în detaliu.

- Flares (Capcane termice): Pentru deviatia rachetelor cu ghidaj IR.
- Chaff (Fâșii metalice): Pentru crearea de ținte false împotriva radarelor inamice.

9.3. Moduri de Funcționare și Logica Digitală Integrată

- Procesorul EW corelează datele de la RWR și MAWS, creează o hartă unică a amenințărilor și o trimite către MDP. MDP-ul preia această hartă și o desenează grafic pe ecranul panoramic **LAD** din cockpit, generând simultan tonurile de avertizare în **Audio 3D** în casca piloților (sunetul se aude direcționat dinspre azimutul amenințării).
- Procesorul EW operează în trei moduri selectabile de către echipaj:

- **Modul Complet Automat (Auto):** Recomandat în fazele cu sarcină de lucru mare (ex: când pilotul din față ochiește o dronă la joasă înălțime în regim C-UAS, iar operatorul din spate ghidează o bombă în mod LCA). La detectarea unei lansări de rachetă, MAWS-ul comandă instantaneu CMDS-ului lansarea unui „pachet" pre-programat de capcane termice și chaff, optimizat pentru tipul de amenințare identificat, emițând simultan o alertă audio 3D în casca piloților.
- **Modul Semi-Automat (Semi):** Sistemul analizează amenințarea, alege cel mai eficient program de contramăsuri și îl propune pe ecranul LAD. Pilotul trebuie doar să apese butonul dedicat de pe maneta de gaze (HOTAS) pentru a valida lansarea.
- **Modul Manual (Man):** Pilotul lansează secvențe de chaff/flare pre-configurate prin selectarea manuală a butoanelor HOTAS în mod preventiv (ex: la intrarea într-o zonă cunoscută ca fiind apărată de sisteme MANPADS).

9.4. Optimizarea DASS pentru Specificul Misiunilor

- **În rolul LIFT (Modul Virtual):** Pentru a reduce costurile și a preveni uzura senzorilor reali, DASS colaborează cu sistemul de antrenament virtual ECATS (Embedded Combat Aircraft Training System). Cu acest sistem, instructorul poate injecta pe ecranul elevului amenințări și ținte virtuale transmise prin Link-16 simulat (ex: un sistem SA-11 care îl „luminează" radar). Elevul trebuie să execute manevrele de evadare la +8g și să activeze electronic contramăsurile; calculatorul evaluează corectitudinea manevrei tactice fără a consuma cartușe reale Chaff/Flare. În rolul LIFT (Antrenament virtual), switch-ul *Master Arm* este dezactivat, izolând fizic cartușele reale din CMDS.
- **În Rolul C-UAS:** Interceptarea dronelor mari (precum Shahed-136) se face cu tunul sau rachetele APKWS de la distanțe relativ mici. DASS trebuie să includă un algoritm software care să coreleze distanța de tragere citită de radarul AESA cu momentul estimat al impactului.
- **Capabilitate de Bruiaj Electronic Pasiv/Activ:** Deși avionul nu dispune de un sistem intern complex de bruiaj activ (pentru a nu crește masa gol peste 3.950 kg), magistrala digitală MIL-STD-1760 de pe punctele interne sub alare (3 și 5) permite integrarea rapidă a unui pod de bruiaj activ extern (ex: piloni cu sisteme de bruiaj de tip *Digital Radio Frequency Memory - DRFM*), transformând aeronava într-un vector capabil de război electronic local escortă.

10. AVIONICĂ, CONTROL INTEGRAT (FBW, SMS, EVA / ECATS / ETTS)

10.1. Avionică centrală și fuziune de date multi-senzor

- Sistemul utilizează conceptul IMA (Integrated Modular Avionics) bazat pe procesorul central de mare putere MDP interconectat prin rețea de fibră optică FC-AE:

- **Fuziunea de Date:** MDP rulează algoritmi avansați (filtre Kalman extinse) care corelează în timp real datele culese independent de Radarul AESA, rețeaua tactică Link-16 (terminal MIDS-LVT UHF), receptorul RWR și transponderul IFF Mode 5 (STANAG 4193).
- **Logica Urmăririi Automate (Pseudocod Implementat):** MDP fuzionează contactele radar SMTI, vectorii Link-16 UHF (MIDS-LVT), RWR și transponderul IFF Mode 5 (STANAG 4193). Sistemul orientează automat podul optronic pe țintă, calculează distanța și decide predictiv arma optimă: activează podul de bruiaj (Soft-Kill), încarcă coordonatele laser STANAG 3733 în rachetele APKWS sau calculează unghiul (Lead Angle) și timpul de spargere pneumatică ABM pentru tunul de 30 mm, proiectând reticula balistică CCIP pe HUD/HMD. Ecranele LAD panoramice de **20 x 8 inci** afișează o interfață unificată gata filtrată, optimizând conceptul de control HOTAS „Eyes Out".
- **Interfața Tactică (LAD/HOTAS):** Toate țintele sunt curățate de zgomot electromagnetic și transpuse pe cele două ecrane tactile de mari dimensiuni din cabine sub formă de simboluri geometrice unice, unificate cu vectorii de vânătoare. Comenzile complete se execută prin filozofia HOTAS (manșă centrală și manetă de gaze dublă) fără ca piloții să își abată privirea din exterior (Eyes Out).

10.2. Sistemul Fly-By-Wire (FBW) Quadruplex

- Arhitectura de control digital elimină legăturile mecanice, fiind structurată pe 4 canale redundante independente (Quadruplex) cu algoritm de votare majoritar:
- **Legi de control :** Tip C* (combină rata de tangaj la viteze mici cu răspunsul în G la viteze mari;.
- **Protecție automată a anvelopei de zbor:** Limitare structurală automată la +8 g / −3 g (curat) sau +5 g (la detectarea armamentului via SMS). Prevenirea automată a angajării prin blocarea electronică a comenzii la atingerea unghiului limită de atac ($\alpha \approx 30°$);
- **Buton de Recuperare :** Readuce automat avionul în zbor orizontal stabilizat din orice poziție neobișnuită la pierderea orientării spațiale.

10.3. Managementul Armamentului (SMS)

- Sistemul SMS comunică prin magistralele digitale standardizate **MIL-STD-1553B** (inter-sisteme) și **MIL-STD-1760** (inteligența din grinzile de acroșare):

- Buclă de ochire (CCIP/CCRP): Sistemul de navigație (EGI GPS/INS) furnizează vectorii cinematici, Podul Electro-Optic măsoară distanța la țintă, iar Computerul de Misiune suprapune tabelele balistice ale SMS pentru a proiecta reticula de impact pe HUD.
- Interogare FBW: SMS blochează lansarea muniției dacă senzorii FBW indică depășirea domeniului de separare în siguranță. Imediat după lansare, anunță FBW pentru compensarea automată a asimetriei alare.

10.4. Integrarea Simulării Tactice (EVA / ETTS / ECATS)

- Avionul poate încorpora la bord sisteme de instruire de tipul **EVA, ETTS, ECATS** precum și sisteme **GBTS și ILS**.
- În mod antrenament, computerul **EVA (Embedded Virtual Avionics)** rulează scenarii tactice complexe (radar virtual, rachete și ținte de vânătoare generate direct pe ecrane). **Transmite instrucțiuni sistemului FBW** pentru mimetism dinamic, forțând comenzile de zbor să replice inerția și răspunsul unui avion greu de generația a 5-a (ex. F-35);
- **Plafon de siguranță**: Sistemul FBW deține prioritate absolută; dacă pilotul depășește parametrii fizici reali în timpul urmăririi unei ținte virtuale, FBW ignoră EVA și protejează structural celula.



- **Sistemul ETTS** (Embedded Tactical Training Suite) , dacă este încorporat pe avion, generează un mediu complet sintetic, capabil să simuleze o gamă largă de arme, radare și scenarii tactice de generația a 5-a direct pe ecranele din cabină. Acesta generează aeronave inamice controlate de inteligența artificială direct pe radarul simulator al pilotului, simulează bruiajul radar, amenințările bateriilor antiaeriene de la sol (SAM) și utilizarea capcanelor termice (flares) sau a celor de bruiaj (chaff) (război electronic artificial).
- **Sistemul ECATS (Embedded Combat Aircraft Training System)** este motorul principal de simulare care poate fi integrat la bordul aeronavei. Acesta generează un mediu tactic sintetic complet în timp ce avionul se află în zbor real. ECATS „injectează" pe ecranul panoramic LAD ținte virtuale complexe: avioane inamice de generație avansată, formațiuni de drone, baterii de rachete sol-aer (SAM) amplasate la sol, prezența rachetelor BVR dincolo de raza vizuală și a radarelor inamice prin rețeaua Datalink Link-16. Permite antrenamentul tactic complex (luptă aeriană forță contra forță) utilizând un singur avion real pe cer, restul componentelor (ținte, amenințări) fiind generate digital. SMS funcționează exclusiv în modul *Virtual*.
- Avionul suportă simulări integrate de tip **Live, Virtual și Constructive (LVC)** direct în cabină, combinând zborul real cu simularea și cu generarea digitală, în cabina pilotului (de la un pod electronic ACMI aflat la bord), a unor forțe inamice sau amenințări cibernetice.
- **Sistemul GBTS** (Ground Based Training System) conține o varietate de zboruri și misiuni simulate la sol, cursuri de pregătire, de management și planificare a misiunilor .
- **ILS** cuprinde sprijinul logistic integrat pentru optimizarea utilizării operaționale maximale a flotei de aeronave.



11. MENTENANȚĂ PREDICTIVĂ

- Pentru a reduce costurile operaționale și pentru a maximiza disponibilitatea flotei, avionul monomotor subsonic (7.800 kg MTOW) integrează un sistem digital avansat de **Mentenanță Predictivă și Monitorizare a Stării de Sănătate (IVHM - Integrated Vehicle Health Management)**.
- Sistemul abandonează conceptul clasic de mentenanță la intervale fixe de timp (calendaristice sau ore de zbor) în favoarea **mentenanței bazate pe starea reală a componentelor (Condition-Based Maintenance)**.

11.1. Monitorizarea Structurală (Smart Skin & SHM)

Celula hibridă integrează în mod nativ o rețea de **senzori cu fibră optică (Bragg Gratings)** îngropați direct în straturile de rășină ale componentelor din carbon (CFRP) și senzori piezoceramici în nodurile structurale din Titan (prinderile aripii și ale motorului):

- **Monitorizarea Suprasarciniilor (G-Load Tracking):** Sistemul înregistrează spectrul de solicitări mecanice la fiecare viraj de +8g efectuat în modul LIFT. Dacă un pilot student depășește accidental plicul structural sau execută manevre brutale repetate, sistemul calculează acumularea de oboseală mecanică (fatigue life) localizată.
- **Detecția Impactului și Delaminărilor:** În misiunile C-UAS executate la joasă înălțime, senzorii acustici detectează micro-impacturile provocate de pietre sau resturi de drone. Algoritmul identifică delaminările interne invizibile cu ochiul liber în structura de carbon, prevenind cedările catastrofale.

11.2. Monitorizarea Predictivă a Motorului Honeywell F124

- Unitatea de control digitală a motorului (**FADEC**) analizează în timp real peste 100 de parametri (temperaturi ale gazelor de evacuare EGT, vibrații ale rulmenților, presiuni de ulei și randamentul compresorului):

- **Prognoza Defecțiunilor:** Prin algoritmi de *Machine Learning* rulați la bord, sistemul compară amprenta termică actuală cu modelele de degradare standard. De exemplu, dacă vibrațiile pe axul turbinei cresc cu doar 1,5% pe parcursul a 5 zboruri, sistemul notifică echipa de sol că un rulment trebuie schimbat în următoarele 20 de ore de zbor, prevenind o oprire a motorului în aer.

11.3. Interfața la Sol și Logistica Automatizată

- La aterizare, sistemul IVHM descarcă automat toate datele logistice prin conexiune Wi-Fi securizată către terminalul echipei de mentenanță (sau prin satelit în timpul zborului, dacă se detectează o anomalie critică).
- **Timpul de mentenanță la sol (MMH/FH):** Scade sub **3,5 ore de mentenanță pentru fiecare oră de zbor**, o valoare record pentru o aeronavă militară multirol.

12. REZUMAT ECONOMIC

12.1. Structura detaliată a Costului per Ora de Zbor (cost direct de operare) CPFH (calcul aproximativ)

- Calculul se bazează pe ipoteza unei flote de **150 de aeronave**, cu o utilizare medie de **250 de ore de zbor/an per celulă** (un total de 37.500 de ore de zbor anual la nivelul întregii flote) și o rată de mentenanță extrem de eficientă de **3,5** Ore de Mentenanță per Oră de Zbor, garantată de sistemul digital de diagnostic predictiv **IVHM**.
- **Cheltuieli cu Combustibilul (Jet-A1): 1.100 USD (27,2%)**

- **Consumul mediu ponderat:** Calculat pe baza profilului hibrid de misiune (tranzit la 11.000 m cu 420 kg/h, patrulare C-UAS la joasă înălțime cu 500 kg/h și faze acrobatice LIFT la 850 kg/h). Rezultă un consum mediu de **~550 kg de combustibil per oră de zbor**.
- **Costul combustibilului:** La un preț de referință militar standard pentru aviație de aprox. **2,00 USD per kilogram**, costul orar pur cu combustibilul este de **1.100 USD**.

- **Mentenanță Curentă și Piese de Schimb (Unit-Level Consumption): 1.500 USD (37,1%)**

- Această componentă acoperă piesele de uzură rapidă (anvelope pentru pneuri de joasă presiune, lichid hidraulic, discuri de frână carbon-carbon, filtre), precum și piesele de schimb programate pentru celula hibridă și avonică.
- Datorită arhitecturii **MOSA** din computerul **MDP**, modulele electronice defecte sunt identificate imediat de sistemul ***Built-In Test*** și înlocuite direct pe linie, reducând costurile logistice de diagnosticare.

- **Amortizarea Reviziilor Majore ale Motorului (Depot-Level Maintenance): 840 USD (20,8%)**

- Motorul Honeywell F124-GA-200 are un interval mare între reviziile majore (MTBO - Mean Time Between Overhaul) de **4.000 de ore de zbor** (asistat predictiv prin monitorizarea FADEC și IVHM).
- Costul real al unei revizii majore de nivel industrial (Depot Overhaul) este de **≈ 350.000 USD** (repararea componentelor, verificarea compresorului și a fluxului).
- **Costul amortizat per oră de zbor:**
  CPFH_ motor = 350.000 USD / 4.000 ore = 87,5 USD/oră. Dar, pentru a acoperi riscurile statistice, inspecțiile intermediare de linie (la fiecare 1.000 - 1.500 ore) și reparațiile neprogramate ale componentelor agregatelor motorului, cota totală alocată propulsiei în CPFH este rotunjită la **840 USD**. Această valoare garantează fondul complet de reparații pe parcursul celor 7.500 de ore din ciclul de viață al avionului.

- **Manoperă Echipă de Sol și Suport Avionică: 600 USD (14,9%)**

- Calculat pe baza indicatorului de mentenanță de **3,5 MMH/FH**. Pentru fiecare oră petrecută în aer, avionul necesită 3,5 ore de muncă din partea echipei tehnice de la sol (verificări, reînarmare, alimentare).
- Include costurile cu salariile personalului tehnic militar/civil amortizate orar și licențele software de mentenanță pentru suita digitală DASS, radarul AESA și sistemele de instruire ECATS/ETTS.

Cost direct total pe ora de zbor (CPFH) = 4040 USD, estimăm un cost rotunjit de <u>4000 USD</u>. Este clar că față de un avion multirol supersonic greu (F-16, Rafale, Eurofighter sau F-35), costul pe ora de zbor al acestui avion este de câteva ori mai mic.

12.2. Costuri de Achiziție și Durată de Viață (Lifecycle Cost)

Pentru a determina structura financiară a programului acestui avion monomotor subsonic (MTOW = 7.800 kg), aplicăm principiile Ingineriei Valorii (Value Engineering - VE) și strategii moderne de Management de Program (precum Design to Cost - DTC și standardizarea MOSA).

Ipoteza de lucru ia ca referință o **serie de producție stabilizată de 150 de aeronave**, asamblate pe parcursul a 8-10 ani, beneficiind de un efect al curbei de învățare industrială de 85%.

12.2.1. Estimarea Costului de Producție (Unit Production Cost)

Costul de producție reprezintă suma tuturor cheltuielilor directe legate de fabricarea efectivă a unei singure celule (materiale, motoare, avonică și manoperă). Prin Ingineria Valorii, optimizăm costurile prin următoarele decizii de management:

- Alegerea motorului Honeywell F124-GA-200: Un motor „off-the-shelf" (gata dezvoltat și certificat), eliminând complet riscurile financiare și costurile uriașe de Cercetare-Dezvoltare (C&D) ale unui sistem de propulsie nou.
- Structuri hibride optimizate pentru asamblare: Reducerea numărului de componente prin piese mari din carbon dintr-o singură bucată și cadre monobloc frezate CNC. Mai puține elemente de îmbinare înseamnă o reducere cu 30% a orelor de manoperă.
- Avonică COTS (Commercial Off-The-Shelf): Folosirea de procesoare și ecrane LAD derivate din tehnologii industriale civile adaptate militar, evitând dezvoltările proprietare scumpe.

Defalcarea Costului de Producție Direct (Estimare VE):

- Celula hibridă și trenul de aterizare (Materiale + Manoperă): ≈ 6,5 milioane USD
- Motorul Honeywell F124-GA-200 (Preț de achiziție bulk): ≈ 1,8 milioane USD
- Avonica, Sistemul FBW și Suita de Senzori (Radar AESA compact + EO/IR): ≈ 4,2 milioane USD
- Sistemul de Armament (SMS) și Auto-protecția (pasivă/DASS): ≈ 1,5 milioane USD

Cost total de producție unitar (Flyaway Cost): ≈ **14,0 milioane USD**

12.2.2. Estimarea Costului de Achiziție (Procurement / Program Acquisition Cost)

- Costul de achiziție final plătit de beneficiar (stat/ministerul apărării) include costul de producție de mai sus, la care se adaugă amortizarea costurilor de Cercetare-Dezvoltare (C&D), testarea în zbor a prototipurilor, instrumentele de producție (tooling) și pachetul inițial de suport logistic (piese de schimb, manuale, simulatoare de sol).
- Buget Total de C&D și Certificare (estimat pentru arhitectură MOSA/Subsonică): ≈ 900 milioane USD. Amortizat pe 150 de avioane → 6,0 milioane USD / avion.
- Pachet Logistic Inițial (ILSP) și Instrumente Sol: ≈ 2,0 milioane USD / avion.
- Cost de achiziție unitar al avionului (Program Cost): ≈ **22,0 milioane USD**

12.2.3. Costul pe Durata Ciclului de Viață (LCC - Life Cycle Cost)

- Costul total pe parcursul ciclului de viață este calculat pentru o perioadă de operare de 30 de ani, cu o utilizare medie de 250 de ore de zbor/an per aeronavă (Rezultă un total de 7.500 de ore de zbor per celulă, încadrându-se în limita structurală hibridă de 8.000 h).
- Structura LCC per Aeronavă (Pe 30 de ani):

- Cost de Achiziție (Platformă + Suport inițial): 22,0 milioane USD (38,5 %)
- Costuri de Operare și Mentenanță (O&M - Combustibil, Piese, Salarii):
Calculat la CPFH-ul determinat anterior de 4.000 USD/h (influențat pozitiv de sistemul de mentenanță predictivă IVHM): 7.500 ore x 4.000 USD / h = 30,0 milioane USD (52,4%)
- Revizii Majore Motor (2 × depot-level overhauls la F124 pe parcursul celor 7.500h): ≈ 700 mii USD (1,2 %)
- Modernizare la Jumătatea Vieții (MLU - Mid-Life Update) software / avonică și Dezafectare finală: ≈ 4,5 milioane USD (7,9%)
Cost total ciclu de viață (**LCC per avion): ≈ 57,2 milioane USD**

12.2.4. Sinteza deciziilor de management de program și eficiență

Parametru Financiar	Valoare Unitară Estimată	Justificare / Componente Incluse
Cost de Producție (Flyaway Cost)	**14,0 milioane USD**	Structura hibridă, motorul F124 nou, avonica și sistemul FBW.
Cost de Achiziție (Program Cost)	**22,0 milioane USD**	Flyaway Cost + amortizarea R&D-ului (MOSA) + suport logistic inițial.
Cost per Oră de Zbor (CPFH)	**≈ 4.000 USD**	Combustibil, piese de uzură, diagnostic predictiv IVHM și salarii sol.
Cost Ciclu de Viață (LCC pe 30 ani)	**≈ 57,2 milioane USD**	Achiziție + mentenanță O&S + Revizii Motor + MLU la anul 15.

Analiza Cost-Beneficiu pe Profiluri de Misiune

- În Rolul LIFT (Instruire avansată): Integrarea sistemului de simulare virtuală la bord permite reducerea cu până la 40% a utilizării de muniție reală și rachete de exercițiu în timpul școlarizării. Consumul redus al motorului subsonic (fără postcombustie) economisește milioane de dolari în combustibil pe întreaga durată de viață a unei flote de instruire.
- În Rolul C-UAS (Combatere Drone): Utilizarea acestei platforme ar putea schimba logica economică negativă a războiului de uzură modern. Doborârea unei drone kamikaze de tip *Shahed* (cost de producție ~20.000 USD) folosind un avion greu (F-16 sau Rafale, cu rachete AMRAAM / MICA de peste 1-2 milioane USD bucata) este nesustenabilă financiar. Acest avion subsonic execută o oră de patrulare și distruge ținta cu tunul de 20 mm sau cu rachete APKWS ghidate laser, generând un cost total de intercepție de sub 35.000 USD (costul orei de zbor + muniția consumată), oferind un randament financiar asimetric pozitiv, spre deosebire de utilizarea avioanelor grele supersonice.

Concluzie Economică: Gestionând riguros cerințele operaționale și prin renunțarea la regimul supersonic (care nu aduce avantaje clare în antrenamentul de bază sau în vânarea dronelor) se poate realiza o aeronavă militară de nouă generație performantă, la costuri de achiziție și de operare comparabile cu alte aeronave existente.



13. CADRUL DE CERTIFICARE ȘI OMOLOGARE MILITARĂ

- Pentru intrarea în serviciul operațional, produsul trebuie să parcurgă certificarea de tip conform reglementărilor europene **EMAR 21** și criteriilor standardului NATO **MIL-HDBK-516C**:
- **Demonstrarea Conformității:** Dosarul tehnic va include obligatoriu **rapoartele testelor la sol** validate experimental: încercările la vibrații pentru excluderea flutterului aeroelastic la viteze de peste Mach 1,1; testele statice la sarcina limită (8g) și sarcina ultimă de calcul (12g); și testul de oboseală structurală pe scară completă.
- Dosarul tehnic trebuie să includă obligatoriu **rezultatele și rapoartele testelor în zbor**. Testele în zbor reprezintă validarea finală (faza de demonstrație a conformității) :

- Teste pentru deschiderea și validarea domeniului de zbor (V-n): determinarea și validarea vitezelor de angajare; testarea la factori de sarcină limită din diagrama de manevră V-n; teste de flutter și viteză maximă;
- Teste de stabilitate și control (validare FBW și LERX): teste la unghiuri mari de atac (α); evaluarea momentelor aerodinamice induse de LERX în tangaj;
- Teste specifice de performanță și propulsie: performanțe de aerodrom (decolare / aterizare); rata de urcare și plafon practic;
- Teste de integrare a armamentului (specifice pentru LCA / C-UAS): teste de tragere în zbor cu tunul intern integrat; test de verificare a ingestiei de gaze fierbinți în priza de aer bifidă apropiată de tunul integrat; separarea și lansarea armamentului din cele 7 puncte de acroșare;

- Aceste teste în zbor vor trebui să demonstreze, prin date fizice reale că modelele matematice, simulările computerizate (CFD) și testele în tunelul aerodinamic au fost corecte, iar aeronava este sigură de exploatat în întreg domeniul de zbor.
- **Certificarea Software:** Codul sursă al FBW este auditat conform **DO-178C Level A** (Safety-Critical).

- **Certificarea Tactică:** Include testele de separare în siguranță a muniților sub zgomot electromagnetic (HERO) și testele de rezistență la mediu în cameră climatică (−40∘C …+55∘C) și la trăsnet.



ANEXA A
Abrevieri și acronime

Prezenta anexă reunește principalele abrevieri utilizate în cadrul lucrării, conform cu terminologia consacrată în domeniul aviației militare, al instruirii aeronautice și al standardelor NATO :

ACM (Air Combat Maneuvering) – Manevrare în luptă aeriană
ADB (Anti-Drone Bomb) - Bombă anti-dronă
AESA (Active Electronically Scanned Array) - Radar cu matrice activă de scanare electronică
AI (Artificial Intelligence) - Inteligență Artificială
AJT (Advanced Jet Trainer) - Avion de instruire avansată
APKWS (Advanced Precision Kill Weapon System) - Sistem de arme de ucis cu precizie avansată
CAS (Close Air Support) – Sprijin aerian apropiat
CFD (Computational Fluid Dynamics) - Dinamica Computațională a Fluidelor
CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer) – Polimer armat cu fibre de carbon
CMDS (Chaff and Flare Dispensers) – Distribuitoare a contramăsurilor
COTS (Commercial Off-The-Shelf) – Produse gata disponibile comercial
CPFH (Cost Per Flight Hour) - Costul pe ora de zbor
C-UAS (Counter - Unmanned Aerial Systems) - Combaterea sistemelor aeriene fără pilot (contra-drone)
DASS (Defensive Aids Sub-System) – Sistem de autoprotecție defensiv

DRFM/ECM (Digital Radio Frequency Memory/Electronic Countermeasures) - Sistem de bruiaj digital intern
ECATS (Embedded Combat Aircraft Training System) - Sistem de instruire integrat la bordul avionului de luptă
EO/IR (Electro-Optical/Infrared)- Electro-optică/Infraroșu
ETTS (Embedded Tactical Training Suite) – Sistem integrat de instruire tactică (în zbor, prin simularea amenințărilor și armamentului /muniților la bord , fără utilizarea muniției reale)
EVA (Embedded Virtual Avionics) – Avionică virtuală integrată
EW (Electronic Warfare) – Război electronic
FADEC (Full Authority Digital Engine Control) - Control digital al motorului cu autoritate deplină
FBW (Fly-by-Wire) – comenzi de zbor digitale
FLYAWAY COST – Cost de producție
FMMU (Fuel Management and Gauging Unit) - Unitate de management și măsurare a combustibilului
GBTS (Ground Based Training System) – Sistem de instruire cu baza la sol. Conține o varietate de zboruri și misiuni simulate la sol, cursuri de pregătire, de management și planificare a misiunilor
HMD (Helmet-Mounted Display) – Afișaj montat pe cască**.**
HOTAS (Hands On Throttle And Stick) – Sistem de comandă cu mâinile pe manșă și maneta de gaze
HUD (Head-up Display) – Afișaj frontal de date
ILS (Integrated Logistic System) – Sistem logistic integrat
IMA (Integrated Modular Avionics) - Avionică integrată modular
INS (Inertial Navigation System) – Sistem de navigație inerțial
ISR (Intelligence, Surveillance and Reconnaissance) – Evaluare, supraveghere și cercetare
ITS (Integrated Training System) - Sistem de instruire integrat
IVHM (Integrated Vehicle Health Management) - Management integrat de viață al vehiculelor
LAD (Large Aria Display) - Afișaj de întindere mare
LCA (Light Combat Aircraft) **–** Avion de atac ușor
LCC (Life Cycle Cost) – Cost pe durata ciclului de viață
LERX (Leading-Edge Root Extensions) – Extensie la baza aripii
LIFT (Lead-In Fighter Trainer) - Avion de instruire avansată pentru trecerea piloților pe avioane de vânătoare
LVC (Live Virtual Constructive) – Simulare tactic integrată și instruire
MANPADS (Man-Portable Air Defense System) - Sistem de apărare aeriană portabil
MAWS (Missile approach warning system) - Sistem de avertizare apropiere rachete
MFD (Multi Function Display) – Afișaj multifuncțional
MLU (Mid-Life Update) – Modernizare la mijlocul vieții
MMH/FH (Maintenance Man-Hours per Flight Hour) - Ore-om de întreținere per oră de zbor
MOSA (Modular Open Systems Approach) – Sisteme modulare deschise de proiectare
MPA (Maritime Patrol Aircraft) – Aeronavă de patrulare maritimă cu capacitate de angajare a țintelor de suprafață;
MUM-T (Manned Unmanned Teaming) – Cooperare cu sisteme aeriene fără pilot
MTOW (Maximum Take-Off Weight) - Greutatea maximă la decolare
NATO (North Atlantic Treaty Organization) - Organizația Tratatului Nord Atlantic
NDT (Non - Destructive Testing) - Testare nedistructivă
NVG (Night Vision Goggles) – Ochelari / dispozitive pentru vedere nocturnă
OFP (Operational Flight Program) – Program de zbor operațional

OBIGGS (On-Board Inert Gas Generation System) - Sistem de generare gaz inert la bord
OBOGS (On-Board Oxygen Generation System) - Sistem de generare oxigen la bord
RCS (Radar Cross Section) – Semnătură radar redusă
RWR (Radar Warning Receiver) **-** Receptor avertizare radar
SAR (Synthetic Aperture Radar) - Apertura sintetică radar (crează imagini bi/tridimensionale
SFC (Specific Fuel Consumption) – Consum specific de combustibil
SHM (Structural Health Monitoring) – Monitorizarea vieții structurii
SNI-C4ISR – se referă la integrarea sistemelor naționale de monitorizare, securitate ori baze de date (SNI) cu infrastructura militară și de securitate cibernetică de comandă și control (C4ISR)
SNIISL – Sistem Național Integrat de Instruire, Supraveghere și Luptă
SPFR (Spare Parts Fill Rate) – Rata de componente de înlocuit
STANAG (NATO Standardization Agreement) – Standard NATO
UAS (Unmanned Aircraft System) - Sisteme aeriene fără pilot
UAV (Unmanned Aerial Vehicle) - Vehicul aerian fără pilot
UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle) – Vehicul aerian de combatere fără pilot
UMPK - Chit de ghidare și planare aplicat bombelor clasice

Autor: general de flotilă aeriană (rtg.) ing. CONSTANTIN Nicolae