

RAPORT TEHNIC CONSOLIDAT

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

PROECȚIE ÎN TREI PLANURI



1. DATE NOMINALE ȘI PARAMETRI GEOMETRICII PRINCIPALI

Parametru	Valoare	Unitate	Observații
Lungime totală	12,35	m	-
Lungime fuselaj	11,85	m	-
Anvergură	9,30	m	-
Înălțime totală	4,45	m	-
Ecartament (roți principale)	2,70	m	-
Ampatament	4,55	m	-
Suprafață aripă (S)	21,00	m ²	-
Suprafață LERX (S _{LERX})	2,10	m ²	-
Alungire aripă (λ)	4,12	-	-
Unghi de săgeată aripă (LE)	34,7	°	-
Unghi LERX	≈ 65	°	-
Coarda la rădăcină	3,345	m	-
Coarda la vârf	1,171	m	-
Coarda medie aerodinamică (MAC)	2,432	m	-



Configurație reprezentativă de misiune multirol

- ✓ Instruire avansată
- ✓ Atac ușor
- ✓ ISR și recunoaștere
- ✓ Combater UAS
- ✓ Suport aerian apropiat (CAS)
- ✓ Platformă multirol
- ✓ Interoperabilitate NATO
- ✓ Configurabilă și adaptabilă

DETALII CONFIGURAȚIE GEOMETRICĂ



Aripă trapezoidală în săgeată cu șine rachete la extremități



Extensii LERX (săgeată ≈ 65°)



Ecartament 2,70 m



Ampatament 4,55 m



2 motoare turbofan (2 x 28 kN)



Derivă (proiecție din spatele fuselajului) ≈ 0,50 m

AUTOR

gl. de flotilă aeriană (rtr)
ing. Constantin Nicolae

București, Octombrie 2026

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

Pentru a proiecta conceptual o aeronavă modernă de nouă generație optimizată pentru un triplu rol (LIFT - Lead-In Fighter Trainer, LCA - Light Combat Aircraft și C-UAS - Counter-UAS), propulsată de două motoare turbofan avansate, cu o masă maximă la decolare (MTOW) limitată la 9.000 kg, trebuie să echilibrăm constrângerile de masă cu cerințele de performanță aerodinamică. A rezultat următoarea configurație:

- Aripă de înălțime medie (Mid-wing configuration) - oferă un compromis excelent între spațiul pentru trenul de aterizare și spațiul liber pentru acroșarea armamentului sub aripi;
- Aripă cu săgeată moderată și extensii LERX (Leading Edge Root Extensions). Aripa în săgeată întârzie apariția Mach critic, deci a apariției undelor de șoc. Extensiile de la încăstrarea 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);
- Priză de aer bifidă sub aripă - protejează motorul împotriva pompajului la unghiuri mari de atac și reduce semnătura radar (RCS);
- Postul de pilotaj în configurație biloc tandem, replicând fidel ergonomia avioanelor de vânătoare de generația a 4-a+ și a 5-a (F-16 sau F-35).
- Ampenaj orizontal complet mobil (stabilizator comandat) și ampenaj vertical unic - asigură o autoritate maximă de tangaj și girajie;
- Sistem de propulsie – două motoare cu reacție turbofan de înaltă performanță.

Clasa de masă: 9.000 kg (maximă la decolare) – asigură o încărcătură utilă bine echilibrată și performanțe apreciabile în misiuni LIFT, LCA și C-UAS.

Configurație de propulsie: Bimotor turbofan Honeywell F124-GA-200 (2 x 28.000 N = **56.000 N** tracțiune totală la sol, cu rată de bypass **0,49** (moderată), grad de comprimare al aerului foarte mare $\pi_c = 19,4$, 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). Cele două motoare se montează în nacele paralele în fuzelajul posterior. Managementul motoarelor este asigurat de sistemul FADEC , integral digital, cu două canale redundante per motor. FADEC-ul este conectat direct la sistemul Fly-By-Wire (FBW).

Asigură un raport tracțiune-greutate T/G de minim 0,634 în configurație de luptă , conferindu-i avionului o agilitate excelentă în regim subsonic înalt. În configurație LIFT, acest raport este mult mai mare (încărcătură utilă mică) obținând performanțe ridicate de urcare, accelerare și în viraje strânse.

1. DATE NOMINALE ȘI PARAMETRI GEOMETRICI

Prin echilibrarea structurală și energetică a platformei hibride adaptate pentru varianta de configurare bimotor de 9,0 tone și o geometrie alară compactă de mare agilitate, matricea nominală de calcul se stabilește astfel:

- **Masa maximă la decolare (M_0 sau MTOW): 9.000 kg;**
- **Masa avionului gol echipat (M_g): 4.590 kg** (structură optimizată prin utilizarea extinsă a materialelor compozite CFRP și cadre din Titan);
- **Masa combustibilului intern (M_{comb}) : 1.710 kg $\approx$ 2135 litri** (stocat în fuzelajul central și aripă);
- **Masa echipajului (tandem complet): 250 kg** (pilot elev + pilot instructor complet echipați + greutate scaune salvare);
- **Încărcare utilă maximă (armament și senzori): 2.450 kg** (repartizată pe 7 puncte de acroșare externe);
- **Suprafața alară (S): 21,00 m²** (configurație geometrică optimizată pentru agilitate și portanță ridicată);
- **Anvergura aripii (b): 9,30 m** (fără șinele de rachete din vârful). Cu șinele P1/P7, anvergura totală este de **9,65 m** ;
- **Alungirea aripii (λ): 4,12** ($\lambda = b^2 / S = 9,30^2 / 21,00$, reținând raportul ideal pentru o rată de ruliu mare);
- **Raportul de îngustare a aripii (η): 0,35** ($\eta = ct/cr$);
- **Lungime totală fuzelaj : 11,85 m** (celulă fluidizată pentru rezistență parazită minimă);
- **Lungime totală avion (L): 12,35 m;**
- **Înălțime totală avion (h, până la vârful derivei): 4,45 m;**
- **Ecartament tren principal: 2,70 m | ampatament tren: 4,55 m.** Criteriu de stabilitate: raportul dintre ecartament și ampatament este de $\approx 0,60$, 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);
- **Raport Tracțiune/Greutate (T/G) la MTOW: 0,634** (56.000 N / 88.290 N; excedent de forță masiv care asigură calități STOL superioare);
- **Raport Tracțiune / Greutate (T/G) în Configurație școală (Masa medie $\sim$ 6000 kg): 0,95** (asigură dinamică superioară, cu capacitate de accelerare pe pantă cvasiverticală).



2. GEOMETRIA ARIPII ȘI PERFORMANȚE LA VITEZE MICI

2.1. Coordonatele Geometrice Detaliat ale Planului Aripii

- Coarda la Încăstrare (c_r): **3,345 m** | Coarda la Capăt (c_t): **1,171 m**.

$$c_r = 2 \times S / [b \times (1 + c_i)], \quad c_t = c_i \times c_r$$

- Coarda medie aerodinamică (MAC): **2,432 m**.

$MAC = 2 / 3 \times c_r \times (1 + \eta + \eta^2) / (1 + \eta)$, unde $\eta = 0,35$ (raport de îngustare).

- Unghiul de săgeată la sfertul corzii ($\chi_{25\%}$): **30°** (întârzie apariția undelor de șoc transonice).

- Unghiul de săgeată al bordului de atac (χ_{LE}): **34,7°**

- Unghiul de săgeată al bordului de fugă: **12,7° (pozitiv)**

- Torsiunea Geometrică (**Washout**): **- 3°** 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 rulu de peste 250 %/s.

Extensii LERX: Unghi de săgeată variabil, pleacă de la $\chi \approx 70^\circ$ și se aplatisează lin spre $\chi \approx 60^\circ$ în punctul în care întâlnește bordul de atac al aripii, generând portanță vortexială controlată de FBW la unghiuri mari de atac ($\alpha > 30^\circ$), critică pentru urmărirea dronelor în mod C-UAS. Suprafața efectivă adăugată (S_{LERX}): $S_{LERX} \approx 10\% \times 21m^2 = 2,1 m^2$. **Suprafața portantă totală la unghiuri mari de atac:** În configurație de manevră, suprafața totală pe care interacționează curgerea aerului devine $S_{total} = 21 + 2,1 = 23,1 m^2$. În croazieră normală LERX produce doar o portanță minimă și puțină rezistență prin frecare, în schimb **se activează masiv în virajele strânse la ($n = 4g$) și la viteze mici (urmărire drone C-UAS)**. Ea acționează ca o rezervă dinamică de portanță care mărește

SISTEM AERONAUTIC: Avion de Instruire Avansată, Atac Ușor și Combater UAS

coeficientul (C_L), îndepărtând riscul de angajare catastrofală a avionului în timpul manevrelor violente.

2.2. Încărcarea alară, Viteza de angajare (V_{stall}), Viteza minimă de operare

La masa maximă de decolare de 9,0 tone, încărcarea alară G/S este stabilizată la valoarea optimă de **428,57 kg/m²**. Performanțele de angajare (V_{stall}) la nivelul mării definesc limita inferioară de viteză tactic. $V_{stall} = \sqrt{(2 \times m \times g) / (\rho_0 \times S \times C_{L,max})}$, unde m este masa avionului. Rezultă :

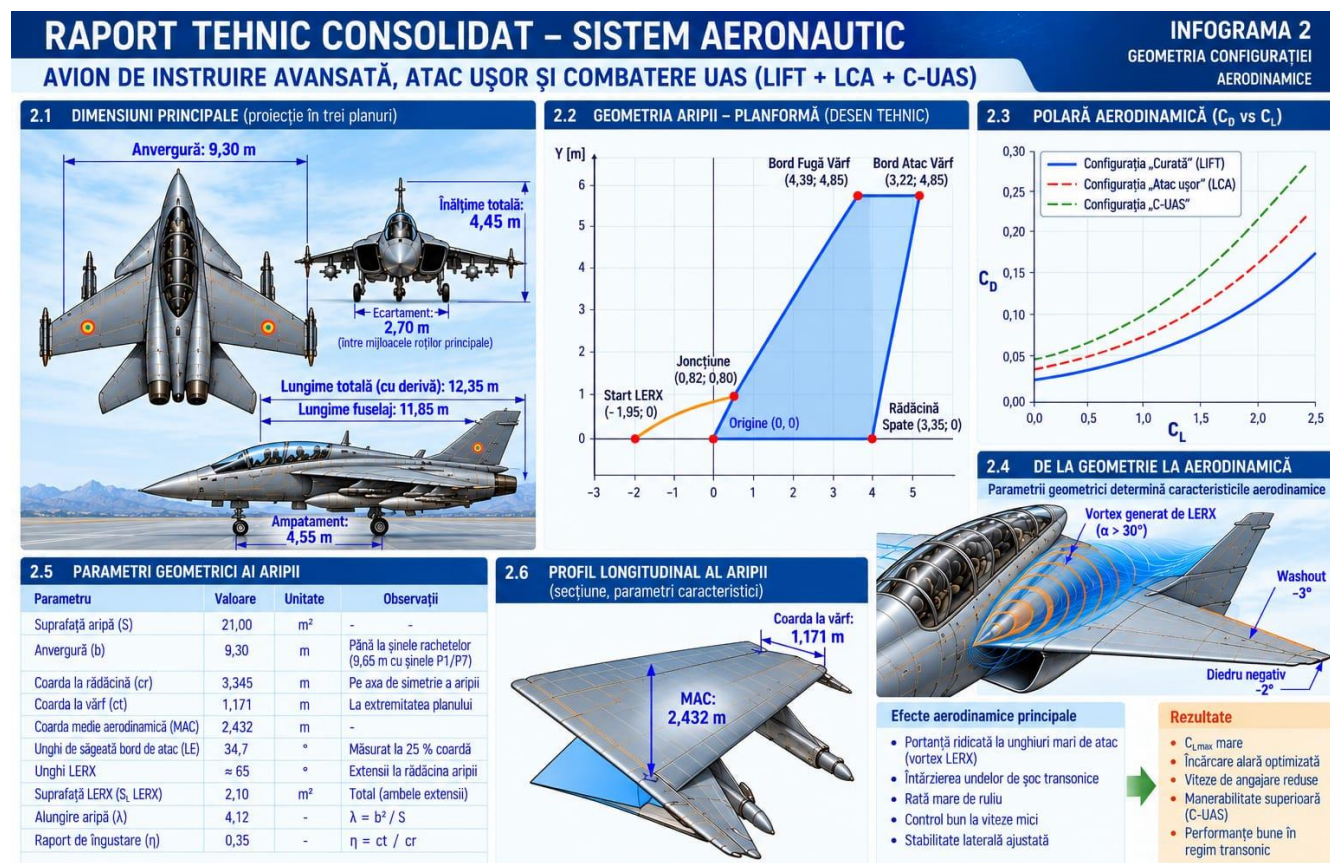
La Masa de aterizare (6.000 kg): $V_{stall} = 46,6 \text{ m/s}$ (**167,76 km/h**) (Flaps Aterizare complet scos,

$C_{L,max} = 2,1$). La Masa maximă de decolare (9.000 kg): $V_{stall} = 62,63 \text{ m/s}$ (**225 km/h**) (Curat)

(Flaps decolare, $C_{L,max} = 1,75$), iar fără hipersustentație $V_{stall} = 261,5 \text{ km/h}$. În configurație de zbor lent / patrulare tactică C-UAS: prin coborârea automată a voaleților de bord de atac și extinderea flapsurilor Fowler la o poziție intermediară (15°–20°), coeficientul de portanță maxim crește substanțial. La o masă medie de luptă de 7500 kg, viteza de angajare este **≈205 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)** se stabilește la (1,2 - 1,3) V_{stall} , adică: $V_{min_operativ} \approx 247\text{-}265 \text{ km/h}$.

Putem considera **Viteza minimă de operare C-UAS de ≈ 250 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 **230 km/h** în timpul manevrei de aliniere a tunului pe dronă, beneficiind de un control deplin pe rulu și giratie.



2.3. Ecuațiile polarei aerodinamice (C_D vs C_L)

Polara generală a aripii este descrisă de ecuația: $C_D = C_{D0} + K \times C_L^2 + C_{D_{undă}}$, unde $K = 1 / (\pi \times \lambda \times e)$. Presupunem un factor de eficiență Oswald $e = 0,80$ în regim subsonic stabil, rezultă $K = 1 / (3,1416 \times 4,12 \times 0,80) \approx 0,0965$. Pentru un profil aerodinamic supercritic modern cu grosime relativă ($t/c = 9\%$) și unghi de săgeată ($\chi_{25\%} = 30^\circ$), estimăm Numărul Mach de divergență a rezistenței $M_{div} = 0,942 - 0,1 \times C_L$. Dacă $M > M_{cr}$ (unde $M_{cr} \approx M_{div} - 0,03$, apare rezistența de undă, calculată empiric prin formula lui Lock: $C_{D_{undă}} = 20 \times (M - M_{div})^4$ pentru $M > M_{div}$).

Configurația „Curată” (LIFT):

$C_D = 0,0150 + 0,0965 \times C_L^2 + 0,0005$. Avionul este în regim: $M = 0,90$ la $H = 10000$ m și zboară la $C_L = 88290 / (15016 \times 21) = 0,280$, rezultă $C_D = 0,0230$ și **finețea aerodinamică** $C_L / C_D = 12,17$.

Configurația „LCA” (Atac la Sol / Aer-Aer):

$C_D = 0,0270 + 0,0965 \times C_L^2$. Avionul este în regim: $M = 0,80$ la $H = 10000$ m și zboară la $C_L = 88290 / (11865 \times 21) = 0,354$, rezultă $C_D = 0,0390$ și **finețea aerodinamică** $C_L / C_D = 9,07$.

Configurația „C-UAS” (Patrulare/Intercepție drone la altitudine joasă):

$C_D = 0,0230 + 0,0965 \times C_L^2$. Avionul fiind echipat cu containere senzori EO/IR și bruiiaj electronic EW, în regim $M = 0,35 \approx 430$ km/h la $H = 3000$ m, $\rho = 0,909$ kg/m³, $V = 119$ m/s, rezultă $C_L = 88290 / (6436 \times 21) = 0,653$ (Regim de portanță ridicată pentru patrulare/viraj), $C_D = 0,0639$ și **finețea aerodinamică** $C_L / C_D = 10,22$.

3. PERFORMANȚE PRINCIPALE

3.1. Viteza de rată maximă de urcare (V_y), Rata maximă de urcare RoC_{max} și Plafonul practic ($H_{practic}$)

3.1.1. Configurație Curată: Viteza de rată maximă de urcare (V_y): Se obține la finețea aerodinamică maximă a configurației, unde rezistența la înaintare indusă este egală cu cea parazită.

$C_L V_y = \sqrt{C_{D0} / K} = \sqrt{0,0150 / 0,0965} \approx 0,395$.

La nivelul mării ($\rho_0 = 1,225$ kg/m³, viteza optimă indicată (IAS) de urcare este:

$V_{y_{SL}} = \sqrt{(2 \times M_0 \times g) / (\rho_0 \times S \times C_L V_y)} = \sqrt{(2 \times 9000 \times 9,81) / (1,225 \times 21 \times 0,395)} \approx 132$ m/s (475 km/h). Profilul optim de urcare la altitudine: Se menține o viteză constantă de 480 – 520 km/h până la atingerea profilului de Mach constant ($M \approx 0,65 - 0,70$).

3.1.2. La nivelul mării, Rata maximă de urcare $RoC_{max} = V[(T_0 - D) / (M_0 \times g)] = 132[(56000 - 6700) / 88290] = 132 \times 0,558 \approx 73,7$ m/s = 265,3 km/h. La înălțime RoC_{max} scade. 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 2,5 m/s. Calculul se efectuează pentru configurația curată (LIFT), la masa maximă la decolare $W_0 = 9000$ kg, unde finețea aerodinamică maximă în regim de urcare este $L / D_{max} \approx 12,17$. 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 $T_H = D_{min}$ iar $D_{min} = (M_0 \times g) / (L / D)_{max} = 7255$ N. $T_H = 56000 \times (\rho_H / 1,225)^{0,7}$. Din $T_H = D_{min}$ rezultă $\rho_H = 0,0665$ kg/m³, corespunzător unei altitudini de 17.200 m (plafonul absolut al structurii). Aplicând standardul militar de calcul pentru corelația dintre plafonul absolut și cel practic pentru avioanele bimotoare subsonice de înaltă performanță: **$H_{practic} \approx 0,82 \times H_{absolut} = 0,82 \times 17200 =$**

14100 m, un plafon remarcabil . **Semnificație operațională a acestui plafon pentru cele 3 configurații:**

LIFT: Permite simularea zborului la înaltă altitudine pentru viitorii piloți de vânătoare, operând în siguranță deasupra culoarelor aeriene comerciale (RVSM).

LCA / C-UAS: Oferă o poziție de veghe excelentă. Avionul poate patrula la înaltă altitudine, economisind combustibil datorită densității scăzute, și poate plonja rapid (folosind avantajul energiei potențiale gravitaționale) pentru a intercepta drone sau ținte la sol identificate de radar.



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

3.2.1. Viteză Maximă în Zbor Orizontal (la 10.000 m): **Mach 0,90 (~970 km/h** TAS în regim curat, împingând adânc în regimul transonic) / **Mach 0,80 (~862 km/h** TAS în configurație de luptă C-UAS / Atac, din cauza rezistenței de undă a armamentului la $M_{cr} = 0,73$).

Viteza de croazieră optimă, curată = 828 km/h, la M = 0,78 și H=11000 m.

Viteza de croazieră optimă, LCA = 796 km, la M = 0,75 și H= 11000 m.

Viteza de croaziră rapidă –sub 500 m, configurație atac = 700 km/h

3.2.2. Performanța în Picaj (LIFT / LCA)

În picaj la un unghi Θ , ecuația devine $T + W \times \sin(\Theta) = D$. Cu excesul de tracțiune disponibil și componenta greutății, avionul va trece cu ușurință în regim transonic avansat ($M \approx 1,1 - 1,15$), fiind limitat doar de rezistența de undă severă care va apărea după depășirea M_{div} .

3.2.3. Performanța în viraj la $n = 4g$. La un factor de sarcină structural simetric ($n = 4,0$), forța de portanță necesară devine $L = 4 \times W_0 \times g = 353160 \text{ N}$. Analizăm virajul la o altitudine tactică medie $H = 5000 \text{ m}$, unde densitatea aerului $\rho = 0,736 \text{ kg/m}^3$, la viteza de luptă de Mach 0,7 ($V \approx 224 \text{ m/s}$).

Coeficientul de portanță în viraj (C_{L_4g}): $q = 1/2 \times \rho \times V^2 = 18465 \text{ N/m}^2$, $C_{L_4g} = L / (q \times S) = 0,91$ (Valoare complet sustenabilă datorită LERX-urilor, care permit operarea la coeficienți de portanță mari fără degradarea curgerii).

Raza virajului (R_v) și Viteza unghiulară (Ω):

$$R_v = V^2 / [g \times \sqrt{(n^2 - 1)}] = 224^2 / [9,81 \times \sqrt{(16-1)}] = 50176 / 37,99 \approx 1320 \text{ m}$$

$$\text{Viteza unghiulară } \Omega = (g \times \sqrt{(n^2 - 1)}) / V = 37,99 / 224 = 0,170 \text{ rad/s} \approx 9,7^\circ / \text{secundă.}$$

3.2.4. Decolarea (Take-Off) în configurație grea $LCA/C-UAS$ ($W_0 = 9000 \text{ kg}$).

Echipat cu voleți de bord de atac și flaps Fowler scoși în poziția de decolare ($C_{Lmax_TO} \approx 1,75$):

Viteza de desprindere $V_{LOF} = 1,1 \times V_{stall} \approx 1,1 \times 62,63 \approx 69 \text{ m/s}$ (248 km/h). Distanța de rulare la decolare $S_{TO} \approx [1,21 \times (M_0 / S)] / [\rho_0 \times C_{Lmax_TO} \times (T / W_0)] = (1,21 \times 428,57) / (1,225 \times 1,75 \times 0,635) \approx \underline{\underline{381 \text{ m}}}$, unde $S = 21 \text{ m}^2$, $T = 56000 \text{ N}$, iar $W_0 = 9000 \text{ kg}$ (Distanța totală peste obstacolul de 15 m va fi de $\approx 580 \text{ m}$).

3.2.5. Aterizarea (Landing) - Masă tipică la revenire ($M_{land} = 6000 \text{ kg}$).

Cu flaps complet Fowler coborât ($C_{Lmax_Land} \approx 2,1$), viteza de angajare scade la 46,67 m/s (168 km/h). Viteza de contact $V_{TD} = 1,15 \times V_{stall} = 53,67 \text{ m/s} = 193,2 \text{ km/h}$. Distanța de rulare $S_{r.dec} = V_{TD}^2 / (2 \times a_{med})$. Decelerarea medie a_{med} este dată de forțele care acționează asupra avionului împărțite la masă. Rezultă $a_{med, standard} = 5,14 \text{ m/s}^2$. Din calcul $S_{r, standard} = 281 \text{ m}$, dar în condiții operaționale reale (timp de reacție al pilotului de 1- 2 secunde până la aplicarea maximă a frânelor), această distanță tehnică de rulare de 281 m se extinde la o distanță practică de $\approx 420 - 450 \text{ m}$. Distanța de rulare standard (**Doar frânare mecanică**): $\approx \underline{\underline{450 \text{ m}}}$.

Distanța de rulare **cu Parașută de Frânare**: $\approx \underline{\underline{210 \text{ m}}}$. Parașuta de frânare crește masiv rezistența aerodinamică la rulare ($\Delta C_{D_pst} \approx 0,40 - 0,50$), acționând cel mai violent la viteze mari, imediat după punerea roții de bot, rezultând $a_{med} = 17,28 \text{ m/s}^2$, rezultă $S_{r.at.} \approx 83,4 \text{ m}$, dar adăugând timpul fizic de deschidere și umflare a parașutei (aprox. 1,5 - 2 secunde în care avionul rulează parțial liber), distanța practică de oprire cu parașută se stabilizează la $\approx \underline{\underline{180 - 210 \text{ m}}}$. Rezultat: Parașuta scurtează rulajul cu peste 40%, facilitând operarea de pe piste de urgență sau avariate de doar 350 - 400 metri lungime.

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

4.1. Sistemul de propulsie se bazează pe două motoare turbofan **Honeywell F124-GA-200** integrate în nacele paralele posterioare, controlate de calculatoare **FADEC** pe două canale independente per motor. Dimensiuni geometrice și greutate – $L = 259 \text{ cm}$, diametru max. = 91 cm, diametru ventilator = 61 cm, greutate – 508,6 kg (dry weight).

4.2. Consumul de combustibil

Consumul specific de combustibil (SFC) : în croazieră (la $H=11000 \text{ m}$) = $0,0815 \text{ kg/(N}\cdot\text{h)}$, la decolare (sol) = $0,0846 \text{ kg/(N}\cdot\text{h)}$, în viraj strâns la $4g$ = $0,0836 \text{ kg/(N}\cdot\text{h)}$

Consumul orar total al avionului (ambele motoare):

- Regim Maximal / Decolare (la sol) = 4.738 kg/h (limitat pe durata decolării de $\approx 35-40$ secunde la 46-53kg)
- Regim Croazieră Economică (Curat, $H = 11000 \text{ m}$, $M = 0,78$) = $503,4 \text{ kg/h}$ ($251,7 \text{ kg/h}$ per motor).
- Regim Viraj Susținut $4g$ ($H=5000 \text{ m}$, Mach 0,7) = 2.050 kg/h (1.025 kg/h per motor).

RAPORT TEHNIC CONSOLIDAT – SISTEM AERONAUTIC

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

INFOGRAMA 3

PROPULSIE, COMBUSTIBIL, CONSUM, AUTONOMIE ȘI RAZĂ OPERAȚIONALĂ

3.1 PROPULSIE – CARACTERISTICI PRINCIPALE



3.2 DISTRIBUȚIA COMBUSTIBILULUI – REZERVOARE INTERNE



3.3 REZERVOR EXTERN SUPLIMENTAR



3.4 CONFIGURAȚII TIPICE DE COMBUSTIBIL



3.5 CONSUM SPECIFIC ȘI INDICATORI DE PROPULSIE

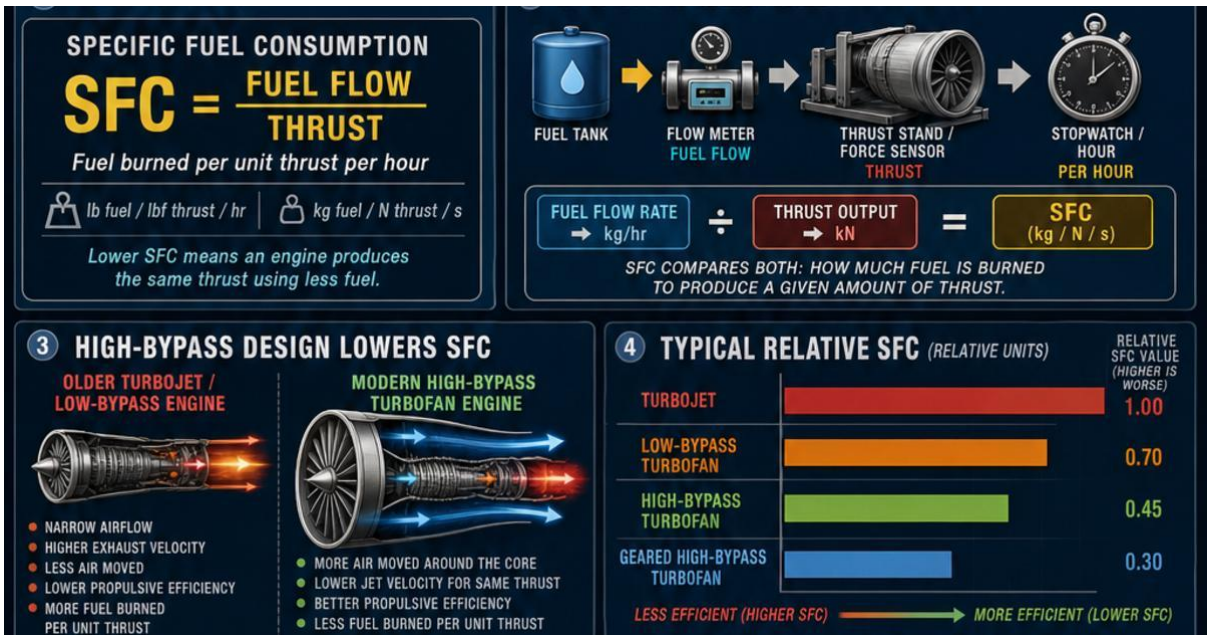
Parametru	Valoare	Unitate	Observații
Tracțiune uscată / motor	28	kN	–
Tracțiune totală	56	kN	2 × 28 kN
Consum specific	0,80 – 0,83	kg/(kgf × h)	fără postcombustie
Raport tracțiune/greutate (T/G) la MTOW	0,634	–	(56.000 N / 88.290 N)
Raport T/G în configurație școală	0,95	–	(masă medie ≈ 6.000 kg)

3.6 SCHEMA REZERVOARELOR – SECȚIUNE ȘI VEDERI



3.7 AUTONOMIE ȘI RAZĂ OPERAȚIONALĂ (parametri declarați de autor)

Profil de misiune	Configurație	Autonomie	Rază operațională / Distanță maximă	Observații
Ferry (tranzit)	Doar combustibil intern	3 – 4 ore	≈ 2.600 km	Fără rezervoare externe
Instruire / antrenament (LIFT)	Combustibil intern	2 – 3 ore	≈ 700 – 900 km	–
LCA (atac ușor)	1 rezervor extern (600 l)	–	≈ 650 km	–
LCA (atac ușor)	2 rezervoare externe (2 × 600 l)	–	≈ 800 km	–
C-UAS	Combustibil intern	≈ 2 ore	≈ 400 – 500 km	–
C-UAS (misiune tipică)	Combustibil intern	≈ 2 ore	≈ 400 km	–



Ecuția clasică Breguet pentru raza de acțiune R

Masa inițială (la t = 0) $M_i = M_0 + M_{inc.} + M_{comb}$

Masa finală (la $t = T$) $M_f = M_i - M_{\text{comb. etapă}}$

Pentru o aeronavă cu reacție: consumul specific de combustibil $SFC = (M_{\text{comb. etapă}} \times g) / (T \times t)$, $dR = V dt$, $dM / dt = -T \times SFC = -D \times SFC$, $dt = -dM / (D \times SFC)$. Deoarece, în zbor staționar: $L = M \times g$, $T = D$ iar: $T / (M \times g) = D / L$, $(L / D) M \times g = 1 / D$, rezultă: $R = [V / (g \times SFC)] \times L / D \times \ln(M_i / M_f)$, unde: R = raza de acțiune / distanța de zbor; V = viteza de croazieră, L / D = raportul portanță/rezistență aerodinamică; $M_{\text{comb. etapă}}$ = cantitatea de combustibil consumată în etapa respectivă, SFC = consumul specific de combustibil în $\text{kg}/(\text{N} \times \text{s})$;

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 celor două motoare Honeywell F124-GA-200. Masa totală de combustibil disponibil este $M_f = 1710 \text{ kg}$. Din aceasta, conform normelor militare, reținem întotdeauna 190 kg drept rezervă intangibilă (aterizare ratată, rulare, siguranță), lăsând 1520 kg de combustibil utilizabil pentru misiune.

4.3.1. Configurația LIFT (Instruire avansată, avion curat)

Profil de zbor: Croazieră subsonic- înaltă optimizată pentru rază maximă.

Regim: $H = 11000 \text{ m}$, Viteza $V = 235 \text{ m/s}$ ($M = 0,78$), Finețe aerodinamică maximă $L / D = 13,5$.

Consum specific $SFC = 0,0815 \text{ kg}/(\text{N} \times \text{h})$

A. Autonomia maximă în aer (E_{LIFT})

Folosind ecuația Breguet pentru autonomie (zbor la C_L pentru L/D_{max}):

$E = [L / D / (SFC \times g)] \times \ln[M_0 / (M_0 - M_{\text{comb,utilizabil}})]$, rezultă $E = (13,5 / 0,8) \times \ln[(9000 / (9000 - 1520))] = 16,875 \times \ln(9000 / 7480) = 16,875 \times 0,185 = \mathbf{3,122 \text{ ore}}$

B. Raza de acțiune în tranzit / ferry (R_{ferry})

Distanța maximă dus pe care o poate parcurge avionul în zbor de poziționare fără rezervoare externe:

$R_{\text{ferry}} = E \times V = 11238,75 \times 235 = 2641106 \text{ m} \approx \mathbf{2641 \text{ km}}$

C. Raza tactică de luptă (Profil Hi-Hi-Hi dus-întors)

Distanța maximă operativă față de bază, presupunând doar zbor dus-întors la altitudine cu simulare de luptă aeriană (10 minute): $R_{\text{tactic, LIFT}} \approx \mathbf{950 \text{ km}}$

4.3.2. Configurația LCA (Atac la sol, Configurație grea)

Profil de zbor: Profil mixt **Hi-Lo-Hi** cu (2450 kg) payload (bombe, piloni, rachete).

Regim transonic/subsonic: Dus-întors la $H = 10.000 \text{ m}$ ($M = 0,80$), atac la sol la joasă altitudine. Din cauza pilonilor externi, finețea scade la $L / D = 9,07$. Consumul specific crește la $C_e = 0,84 \text{ kg}/(\text{kgf} \times \text{h})$.

A. Autonomia totală de zbor (E_{LCA})

$E = [9,07 / 0,84] \times \ln(9000 / 7480) = 10,7976 \times 0,1849 \approx \mathbf{2,00 \text{ ore}}$.

B. Raza tactică de luptă (Dus-Întors cu atac la țintă)

Calculul include penalizarea severă de consum de la joasă altitudine (faza „Lo”) unde se lansează armamentul:

- Combustibil consumat pe drum (Dus + Întors, $2 \times 400 \text{ km}$: 570 kg .
- Combustibil alocat atacului la sol și manevrelor de luptă evazivă: 950 kg .

$R_{\text{tactic, LCA}} = \mathbf{400 \text{ km}}$. (Dacă se montează un rezervor extern de 630 litri pe pilonul central P4, raza tactică LCA crește la $\mathbf{620 \text{ km}}$, iar cu $\mathbf{2}$ rezervoare suplimentare sub aripă crește la $\mathbf{790 \text{ km}}$).

4.3.3. Configurația C-UAS (Patrulare și interceptie drone)

Profil de zbor: Profil **Hi-Lo-Hi**, unde faza de mijloc („Lo”) reprezintă o patrulare prelungită la joasă înălțime ($H = 3000 \text{ m}$), la viteză optimă de loiter ($M = 0,35 / 430 \text{ km/h}$) pentru a detecta și urmări ținte cu amprentă radar mică.

Regim aerodinamic joasă altitudine: Finețea este $L / D = 10,22$. Consumul specific orar global calculat anterior pentru patrularea cu două motoare la 3000 m este de **717 kg/oră**.

4.3.4. Bilanțul Razei și Autonomiei pe Zone:

Pentru o rază standard de operare impusă de **400 km** față de baza aeriană:

-Tranzit Dus (400 km la H = 10000 m: Consumă **310 kg** de combustibil,

-Tranzit Întors (400 km la H = 10000 m): Avionul fiind mai ușor, consumă doar **260 kg**.

Combustibil rămas strict pentru patrulare (Loiter la țintă):

$$W_f_patrulare = 1520 \text{ kg} - 310 \text{ kg} - 260 \text{ kg} = 950 \text{ kg}$$

A. Autonomia staționară la țintă (Timpul pe staționare - On-Station Time):

$$T_stationare = 950 \text{ kg} / 717 \text{ kg/h} = 1,32 \text{ ore} = 1 \text{ oră și } 19 \text{ minute}$$

B. Autonomia totală a misiunii C-UAS (Timp total în aer):

-Timp tranzit dus-întors (800 km la 864 km/h): ≈ 55 minute.

-Timp patrulare la țintă: 1 oră și 19 minute.

$$E_total_CUAS = 55 \text{ min} + 1 \text{ h} + 19 \text{ min} = \mathbf{2 \text{ ore și } 14 \text{ minute.}}$$

C. Raza maximă de acțiune interceptoare (Fără patrulare - Interceptie directă QRA): Dacă avionul decolează la alarmă pentru a intercepta direct o dronă de mari dimensiuni (Group 4/5) raportată la distanță, fără a mai efectua patrulare, raza operațională de interceptie la Mach 0,80 se extinde la:

$$R_interceptie_CUAS \approx \mathbf{780 \text{ km.}}$$

4.3.5. Rezumatul capabilităților operaționale

Indicator Performanță	Configurație LIFT	Configurație LCA	Configurație C-UAS
Autonomie totală în aer	3h 08min	2h 00min	2h 14min
Rază tactică de luptă	950 km	400 km	400 km (+ 1h 19min la țintă)
Distanță de tranzit maximă	2641 km	1800 km	2100 km

Concluzie de proiectare conceptuală: Raportul dintre capacitatea rezervoarelor interne și consumul celor două motoare Honeywell F124 este optim. Avionul oferă o autonomie lungă de școlarizare în regim LIFT, livrează o rază standard de atac în regim LCA și excelează în rolul C-UAS, fiind capabil să păzească un obiectiv tactic timp de aproape o oră și jumătate la o distanță de 400 km de baza sa.

5. CARACTERISTICI CONSTRUCTIVE ALE CELULEI HIBRIDE

Structura este o arhitectură semimonococ hibridă dimensionată la sarcina max. de calcul de **+12,0 g / - 4,5g**.

5.1. FUZELAJUL

- **Fuzelajul Anterior ($X = 0 \dots 4.250 \text{ mm}$)** este zona dedicată detecției, comenzii și adăpostirii echipajului. Este caracterizată printr-o geometrie zveltă, plonjată spre înainte, pentru a asigura o vizibilitate unghiulară optimă (până la -15° peste bot), esențială în misiunile C-UAS și atac la sol. Este fabricat din Aluminu-Litiu 2195. Un cadru **de forță** preia șocurile jambei de bot și servește ca perete etanș pentru presiunea cabinei de $\Delta p = 0,45 \text{ bar}$. În botul conic se află radomul radarului AESA și senzorul optic IRST. Urmează cockpit-ul pilotului din față (elevul) și compartimentul escamotabil al jambei de bot. De la $X = 2,30 \text{ m} - 3,70 \text{ m}$ se află cockpit-ul pilotului din spate (instructorul), înălțat pe verticală cu 25 cm. În spatele acestui cockpit se află compartimentul avionnic principal (computerele de misiune, convertizoarele și blocurile Fly-By-Wire). În această zonă încep să se lărgască și extensiile LERX pe lateralul fuzelajului.
- **Fuzelaj Central ($X = 4.250 \dots 8.650 \text{ mm}$):** Structură fluidă Blended Wing-Body. Înveliș exterior continuu din **Material Compozit Carbon-Epoxy (CFRP)** co-copt, realizând rezervoare structurale etanșe pure (wet fuselage) de 1110 kgf. Include 2 cadre transversale din **Titan (Ti-6Al-4V)** forjat pentru fixarea celor 3 lonjeroane alare și a pivoților trenului principal. Amplasate lateral-jos, prizele de

aer au un unghi de înclinare frontal (bifid) și margini ascuțite destinate să devieze stratul limită turbulent al fuzelajului. Canalele interne au o lungime geometrică de **3.40 m**, curbându-se spre interior și în sus. La $X = 4,50$ m este începutul structural al aripii (bordul de atac la rădăcină, (c_r)). Este zona unde fuzelajul începe să se îngusteze cu 12% pentru a respecta „tală de viespe” impusă de Regula Suprafețelor. Cele trei celule de combustibil ocupă volumul central superior, fiind flancate structural de cadrele de forță din Al-Li și Titan care ancorează lonjeroanele aripii. Nișele trenului principal de aterizare sunt plasate geometric imediat în spatele rezervoarelor.

- **Fuzelaj Posterior ($X = 8650 \dots 11.850$ mm):** Nacele metalice duble din Al 7075-T6, izolate termic prin pături interne din **Inconel și aerogel de siliciu** (mențin învelișul exterior sub 60°C). Se termină cu o structură plată *beavertail* unde se ancorează cârligul de urgență și cele 4 containere de capcane ALE-47. Este zona dinamică și „caldă” a avionului, responsabilă de generarea tracțiunii și asigurarea controlului de stabilitate și frânare la sol. Structura gondolei motoarelor este realizată din tablă de titan rigidizată și este izolată termic cu pături ceramice pentru a rezista la radiația termică a motoarelor. Accesul pentru mentenanță, inspecție boroscopică sau schimbarea completă a motoarelor se face extrem de rapid prin două uși batante mari situate pe burta avionului. Tot aici se află și structuri metalice de înaltă rezistență pe care sunt montate axele rotative ale ampenajelor orizontale integrale (stabilizatoarele) și caseta de fixare a derivei verticale.

5.2. POSTUL DE PILOTAJ

Postul de pilotaj în configurație biloc tandem este 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 este dispusă în tandem, în trepte, postul instructorului (din spate) fiind înălțat cu 250 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 dispun 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.

5.2.1. Arhitectura postului de pilotaj- un Glass Cockpit digital de afișare a datelor, structurat simetric în ambele cabine. Fiecare cabină este echipată cu două ecrane tactice de mari dimensiuni (MFD — Multifunction Display), de tip **LAD (Large Area Display)**, sau un ecran unic partajabil, similar cu cel de pe F-35. Ecranele sunt complet configurabile de către pilot prin ferestre dinamice. MFD 1 (Stânga): dedicat de regulă navigației, hărții tactice digitale, stării motorului și managementului combustibilului (FMC). MFD 2 (Dreapta): alocat afișării datelor radarului AESA, managementului armamentului (SMS) și scenariilor tactice virtuale generate de computerul EVA. Toate ecranele și sistemele de iluminare internă folosesc tehnologie LED compatibilă cu ochelarii de vedere pe timp de noapte. Cabina față este echipată cu un **HUD (Head-Up Display)** optic cu unghi larg de vedere. Acesta proiectează parametrii vitali: vectorul viteză, altitudinea, unghiul de atac, linia orizontului și simbolurile de ochire CCIP/CCRP pentru armament. Instructorul nu are un HUD fizic. Pe ecranul său MFD central este proiectată o replică video digitală în timp real (HUD Repeater) a ceea ce vede elevul în față, permițându-i să evalueze acuratețea ochirii sau panta de aterizare a elevului. Integrarea **HMD (Casca Inteligentă):** Sistemul este pre-echipat pentru integrarea unei căști cu afișaj electronic (HMD — Helmet Mounted Display). În mod de luptă (LCA) sau antrenament (EVA), simbolurile radarului sau ale rachetelor wing-tip sunt proiectate direct pe viziera căștii pilotului, permițându-i să ochească ținte prin simpla privire în lateral. **Unitatea UFCP (Up-Front Control Panel)** este o tastatură numerică și alfanumerică digitală amplasată direct sub HUD, la nivelul ochilor. Se utilizează pentru introducerea rapidă a frecvențelor radio (comunicații criptate), selectarea canalelor IFF sau introducerea coordonatelor GPS pentru punctele de pivot (waypoints) ale sistemului de navigație.

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 manșă (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

A. Geometria și modelarea aerodinamică a aripii este prezentată la punctul 2. Planul geometric al aripii este optimizat pentru a întârzia apariția undelor de șoc în regim transonic înalt (Mach 0,8 – 0,95), păstrând o suprafață portantă mare pentru evoluțiile la viteze reduse

B. Caracteristici constructive. Aripa este proiectată după o arhitectură multilonjeron – multilă cu panouri de înveliș, utilizând un mix hibrid avansat între materiale compozite și aliaje metalice grele. Structura de Forță (Caseta de Rezistență): Piesa centrală a aripii este o casetă rigidă formată din 3 lonjeroane principale (anterior, central și posterior) și nervuri.

Învelișul Structural Integrat: Panourile superioare și inferioare de înveliș sunt realizate din **Material Compozit (CFRP — Fibră de carbon/Epoxy)**, fiind coapte dintr-o singură bucată în autoclavă, împreună cu lisele de rigidizare.

Rezervoarele Alare : Spațiul etanș dintre lonjeronul anterior și cel posterior din interiorul aripii este utilizat direct ca rezervor structural de combustibil, stocând **2x 300 kgf** de kerosen. Acestea sunt prevăzute la interior cu poliuretan expandat reticulat și pereți despărțitori deflector pentru a opri mișcarea violentă a lichidului în timpul virajelor strânse la 4g .

Grinzile de Acroșare (Hardpoints Structural Attachment): Structura aripii încorporează punctele de prindere pentru grinzile de armament (punctele 2, 3 pe stânga și 5, 6 pe dreapta). Nervurile din dreptul punctelor 3 și 5 (întrândul aripii, alocat sarcinilor mari) sunt ranforsate structural cu profile din Titan pentru a distribui momentele de încovoiere și forțele de ejectare ale bombelor grele direct către lonjeroane.

C. Mecanizarea Aripii (Sisteme de hipersustentație și comenzi)

Pentru a asigura controlul zborului guvernat de sistemul Fly-By-Wire Quadruplex, aripa este complet mecanizată, suprafețele de comandă fiind acționate de servoactuatori electro-hidraulici cu cilindri în tandem (dublă cavitate, 3.000 psi) . Dispune de flapsuri (voleți) de bord de atac adaptive (Combat Flaps), flapsuri de bord de fugă cu fantă Fowler și eleroane cu rată de rulu de 250°/s. Șinele permanentizate de la capăt funcționează ca winglets, reducând intensitatea vârtejurilor de capăt de aripă și scăzând rezistența indusă, ceea ce optimizează polara aerodinamică în croazieră .

-Voleții de bord de atac asigură controlul automat continuu în funcție de unghiul de atac (α) și numărul Mach (regim Combat Flaps). La viteze mari se aliniază cu profilul, iar în virajele de 4g sau patrulare C-UAS la viteză mică coboară până la **20°** pentru a menține curgerea atașată și a preveni angajarea. Sunt controlați automat de FBW în mod adaptiv în funcție de numărul Mach și de unghiul de atac.

-Flapsurile de bord de fugă asigură o creștere masivă a coeficientului de portanță maxim ($CL \rightarrow 2,1-2,5$) pentru a reduce viteza de abordaj la aterizare, scurtând rulajul la sol. Flapsurile sunt de tip Fowler cu fantă simplă sau dublă. La decolare se extind la **15° - 20°** (măresc portanța cu rezistență minimă), iar la aterizare se extind complet la **40°**, culisând spre spate pe șine speciale. Această mișcare mărește coarda reală a aripii și suprafața portantă efectivă, asigurând stabilitatea la viteza redusă solicitată.

—Eleroanele funcționează pentru controlul pe rulu, dar pot fi coborâte simetric (mecanizare hibridă tip flaperon) pentru a suplimenta portanța în regim de decolare/aterizare scurtă (STOL)

- Șinele de capăt de aripă sunt montate permanent la extremitățile aripii (punctele 1 și 7) pentru rachetele aer-aer cu ghidaj infraroșu.

5.4. AMPENAJELE

Ampenajele orizontale complet mobile (Tailerons): Anvergură de **4,0 m**, suprafață de **5,85 m²**, săgeată de **35°** și diedru negativ de **-3°** pentru a evita ecranarea aerodinamică la unghiuri mari de atac. Montate pe un ax forjat din oțel care traversează lagărele posterioare. Sunt acționate independent de câte doi servoactuatori electro-hidraulici tandem de mare putere (3.000 psi, Circuitul I și II) . Ele îndeplinesc un rol dublu : **comanda de tangaj (simetric- bracaj sus-jos) și comandă ruliu (diferențiat)** (la viteze mici sau la unghiuri mari de atac, funcționând ca eleroanele).

Ampenajul vertical (Deriva și direcția)

Ampenajul vertical asigură stabilitatea direcțională (la girație) și controlul unghiului de glisare (β). Configurația: monoderivă masivă, plasată central pe fuzelajul posterior. Baza ampenajului vertical este prelungită spre față printr-o carenă aerodinamică care încorporează prizele de aer pentru răcirea schimbătoarelor de căldură ale sistemului hidraulic și ECS. Caracteristici geometrice ampenaj vertical) : înălțimea (de la axul fuzelajului): **2,1 m**, suprafața totală (**S_v**): **2,85 m²**, unghiul de săgeată la bordul de atac (**$\angle LE_v$**): **40°**. Direcția reprezintă **28%** din suprafața totală a ampenajului vertical. Direcția este acționată de un actuator hidraulic plasat în interiorul derivei, controlat automat de FBW pentru **compensarea glisării asimetrice** . Suprafața chilei/derivei ventral e de 0,32 m² menține controlul în girație la α peste 25 ° (deriva este ecranată la aceste unghiuri)

6. ORGANE ȘI SISTEME ALE AVIONULUI

6.1. TRENUL DE ATERIZARE

Trenul de decolare/aterizare este configurat ca un triciclu escamotabil ranforsat pentru a rezista erorilor de pilotaj specifice elevilor:

Capacitate de impact: Proiectat pentru o rată de coborâre verticală la atingerea pistei de **4,5 m/s – 5,0 m/s** (absorbție de șoc tranzitoriu de până la **+4,0g**) fără deformății plastice.

Geometrie Jamba Principală: Tip „**Trailing Link**” (**braț tras**) din oțel forjat de ultra-înaltă rezistență **300M** sau **AerMet 100**, transferând forța de șoc în unghi longitudinal către cadrele de Titan. Jambel principale se escamotează spre interior, roțile fiind culcate plat sub rezervorul colector din fuzelajul central.

Amortizor: Oleopneumatic cu dublă cameră (dual-stage) cu o cursă mărită constructiv la **350 - 400 mm** pentru atenuarea adaptivă a energiilor de impact.

Senzorii „Weight-on-Wheels” (WoW): Microcontacte magnetice redundante pe jambe blochează electronic prin SMS orice tragere cu armamentul real când aeronava se află la sol. Scoaterea de urgență a trenului în caz de pană hidraulică se face prin gravitație (Free-Fall Extension).

Jamba de față se escamotează către spate în nișa de sub prima cabină .

Sistemul anti-skid și frâne C/C: Servovalve modulate digital la **30-50 Hz**. Discuri din compozit **Carbon-Carbon** capabile să suporte temperaturi de 1.200°C. Dotat cu dopuri fuzibile termice (*Fuse Plugs*) pentru dezumflarea controlată a pneurilor la 180°C și ventilatoare electrice de butuc.

6.2. SISTEMUL HIDRAULIC

Sistemul funcționează la o înaltă presiune de **3.000 psi (~207 bar)**, structurat pe **două circuite principale complet independente**, asistate de un backup de urgență:

Circuitul I (Sistemul Gri): Acționat de o pompă cu debit variabil (EDP) pe motorul stâng.

Alimentează prima cavitate a actuatorilor tandem de zbor, frânele roților și direcția roții de bot.

Circuitul II (Sistemul Alb): Acționat de o pompă identică (EDP) pe motorul drept. Alimentează a doua cavitate a actuatorilor tandem de zbor, escamotarea trenului și flapsurile.

Sistemul de Urgență (RAT - Ram Air Turbine): În cazul opririi ambelor motoare, o turbină aerodinamică se ejectează automat în fluxul de aer exterior, generând presiune în Circuitul I pentru a menține controlul FBW pe toată durata zborului de planare.

Fluide: Ulei sintetic de tip **MIL-PRF-83282** (ignifug, cu punct de aprindere ridicat). Răcirea fluidului se face prin schimbătoare de căldură aer-ulei plasate în canalele prizelor de aer.

6.3. SISTEMUL DE COMBUSTIBIL

Pentru o masă de combustibil intern de 1710 kg, arhitectura este împărțită geometric între fuzelaj și aripi, fiind controlată automat de un computer de management al fluidelor (**FMU - Fuel Management Unit**) integrat în sistemul FBW. Sistemul este compus din **5 rezervoare interne izolate**, plus capacitatea de alimentare externă (acroșaje): rezervorul central frontal (F1) = **400 kg**, rezervorul central principal (F2) = **510 kg**, rezervorul colector (Feeder Tank - FT) = **200 kg**, rezervoarele alare **2x 300 kg = 600 kg** și **rezervoare externe dislocabile (opțional - pilonii P3, P4, P5)**. Rezervorul colector este amplasat inferior, izolat structural și menținut plin în permanență. Dispune de pompe de ejectie speciale și pereți compartimentați antival (baffles) care garantează alimentarea motoarelor în timpul manevrelor cu factor de sarcină negativ (până la (-3g) sau în picajele de interceptie C-UAS. Rezervoarele externe - fie un rezervor central sub fuzelaj (800 l $\approx$ 640 kg, fie două sub aripi (2 x 600 l $\approx$ 960 kg) pentru misiunile de tranzit lung sau patrulare C-UAS extinse.

- Toate rezervoarele sunt ușor presurizate cu aer purjat din compresoarele motoarelor (prin intermediul sistemului inertizor OBIGGS - On-Board Inert Gas Generation System, care înlocuiește oxigenul din rezervoare cu azot pentru a preveni exploziile în cazul în care avionul este lovit de focul de la sol în misiuni LCA).
- Rezervorul Colector (FT) alimentează direct ambele motoare prin două conducte independente. Fiecare conductă are o pompă principală alimentată de circuite electrice/hidraulice diferite. În caz de avarie la un motor sau la o pompă, o **supapă de interconectare** se deschide automat, permițând celui alt sistem să alimenteze ambele motoare sau motorul funcțional din orice rezervor disponibil.
- Pentru a menține **stabilitatea statică longitudinală** și a preveni migrarea necontrolată a Centrului de Greutate (x_{CG}) în afara plajei ideale de (**33,47 % - 36%**) din coarda MAC, ordinea de golire a rezervoarelor este strict gestionată electronic:

Faza I: Se consumă **Rezervoarele externe**, dacă există. Combustibilul din ele este pompat direct în rezervorul central F2 pentru a menține interiorul avionului plin. Odată golite, pilonii pot fi lansați pentru a curăța aerodinamica avionului înainte de angajarea în luptă.

Faza II: Se consumă **Rezervoarele alare** (W_{Stg} și W_{Dr}). Combustibilul din aripi se transferă simetric (pentru a evita dezechilibrul pe raliu) în rezervorul central frontal F1. Consumarea combustibilului din aripi la începutul misiunii reduce forțele de torsiune pe încheietura aripii în virajele strânse de mare viteză și descarcă structural aripi.

Faza III: Consumul din **Rezervorul central frontal** (F1). Combustibilul din F1 alimentează prin cadere și pompare rezervorul F2. Deoarece F1 se află în fața focarului aerodinamic ($X = 4,50 - 5,50$ m), golirea lui mută ușor x_{CG} spre înapoi (cu cca. 1 % - 1,5%, crescând controlabilitatea și agilitatea avionului exact în momentul în care intră în zona tactică (regim dogfight sau interceptie dronă). **Faza IV:** Consumul din **Rezervorul central principal** (F2) (de la 710 kg la 200 kg). F2 alimentează direct rezervorul colector (FT). Fiind plasat chiar în jurul centrului de masă, golirea sa masivă (510 kg) are un impact minim asupra tangajului avionului. **Faza V:** Rezerva intangibilă - **Rezervorul Colector** (FT). Când nivelul din F2 ajunge la zero, în cabina piloților se aprinde avertizarea "**Low Fuel**". Cele 200 kg rămase în FT reprezintă rezerva de siguranță de 10% (asigură cca. 15-20 de minute de zbor economic la joasă altitudine pentru procedurile de abordare și aterizare pe pistă). Computerul FMC menține CoG

într-o plajă ultra-strictă de $\pm 1 - 2\%$ MAC. **Inertizare:** Spațiul gol din rezervoare este inundat cu azot generat la bord pentru a preveni autoaprinderea vaporilor în caz de impact cu proiectile în misiunile LCA. **Alimentarea sub Presiune la Sol (SPFR):** Receptor centralizat sub LERX stânga conform STANAG 3105. Permite umplerea celor 1710 kgf de kerosen sub o presiune de **4 bar** în mai puțin de **4 minute**. Computerul FMC coordonează valvele solenoid pentru umplerea simetrică și oprirea automată prin senzori de tip Pilot Valve, asistat de sisteme de ventilație și împământare anti-electrostatică.

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 $+5^{\circ}\text{C}$ cu umiditate sub 5% (separator Water Coalescer).

Profilul de Presurizare: Menține o diferență de presiune maximă de $\Delta p = 0,45 \text{ bar}$. 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 $+5^{\circ}\text{C}$ este trimis permanent în compartimentul fuzelajului anterior pentru a preveni supraîncălzirea computerelor FCC, SMS și a radarului. Sistemul ECS încorporează o **bucă 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 utilizează un regim hibrid de generare pentru a garanta alimentarea neîntreruptă a FBW Quadruplex:

Generarea Principală (Curent Alternativ - CA): 2x Generatoare IDG independente de **40 kVA** (unul pe fiecare motor), livrând curent trifazic la **115 V / 400 Hz**. Conectate prin logică de cuplaj electronică (Bus Tie Rule — timp de reacție $< 50 \text{ ms}$ în caz de avarie motor).

Generarea Dedicată FBW: 4 Alternatoare cu Magnet Permanent (PMG A, B, C, D) montate direct pe axul motoarelor, alimentând independent cele 4 calculatoare FCC, izolate de restul rețelei.

Conversia și Distribuția (Curent Continuu - CC): Unitățile TRU transformă curentul de 115V CA în **28 V CC** pentru avionică, EVA și SMS. Sistemul utilizează relee electronice rapide cu semiconductori (SSPC), eliminând siguranțele fuzibile clasice.

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 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 O_2 injectată în măști în funcție de altitudinea reală de zbor (de la $\sim 25\%$ la sol, până la concentrație maximă în caz de depresurizare de urgență la 13.500 m).

Siguranță (Anti-Hypoxia): 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.

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 de 9 tone încorporează 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).

7. CALCULUL CENTRAJULUI ȘI VERIFICAREA STABILITĂȚII STATICE

Pentru a asigura stabilitatea statică longitudinală fără a penaliza manevrabilitatea (esențială pentru misiunile LCA și C-UAS), **Centrul de Greutate (x_{CG})** trebuie să se afle în fața **Focarului Aerodinamic al avionului complet (x_F)**. Distanța dintre ele reprezintă **rezerva de stabilitate statică (SM)**:

$$SM = (x_F - x_{CG}) / CMA$$

Pentru un avion multirol modern cu comenzi de zbor digitale (Fly-By-Wire), se țintește o rezervă de stabilitate statică la sol/subsonic de **SM ≈ 3% - 5%** (avion ușor instabil sau la limită, optimizat pentru viraje rapide).

A. Poziția Focarului Aerodinamic al Avionului (x_F)

Focarul aripii izolate se află la cca. 25% din CMA. Influența fuzelajului și a ampenajului orizontal (efectul de descurgere) mută focarul avionului complet la aproximativ **x_F ≈ 38% din CMA**.

B. Bilanțul de Centraj (Poziția x_{CG})

Poziția x_{CG} se măsoară de la bordul de atac al corzii MAC :

Componentă	Masă (kg)	Poziție preliminară (x _i) (% CMA)	Moment masic (kg x % CMA)
Avion Gol (W_e)	4590	38%	174420
Echipaj (W_{crew})	250	-45% (În fața aripii)	-11250
Combustibil Intern (W_f)	1710	32% (În rezervoarele alare/centrale)	54720
Payload (W_{payload})	2450	34% (Centrat pe piloni)	83300
MASĂ TOTALĂ (W₀)	9000		301190

x_{CG} = sumă M_i / W₀ → x_{CG} = 301190 / 9000 ≈ 33,47% din CMA. Corespunde axei fizice X = 5,31 m.

Verificarea Stabilității Statice:

$$SM = 38\% - 33,47\% = + 4,53\%$$

Valoarea arată că: avionul este stabil static nativ, iar rezerva mică de (4.53 %) garantează un răspuns prompt în tangaj la comenzi (manevre de 4g rapide pentru C-UAS). Pe măsură ce combustibilul se consumă, centrul migrează ușor spre față sau spate în funcție de managementul rezervoarelor, menținându-se în plaja sigură de (3% - 8%).

8. ARHITECTURA SISTEMULUI DE ARMAMENT (7 PUNCTE DE ACROȘARE)

Cu o anvergură de **9,3 m** și o structură calculată pentru **2450 kg încărcătură**, configurarea celor 7 puncte de acroșare (1 ax central sub fuselaj, câte 3 pe fiecare aripă) este optimizată pentru flexibilitate operațională.

[P1]	[P2]	[P3]	[P4]	[P5]	[P6]	[P7]
(Vârf Stg)	(Ext Stg)	(Int Stg)	(Central)	(Int Drp)	(Ext Drp)	(Vârf Drp)
100	350 kg	700 kg	850 kg	700 kg	350 kg	100 kg

8.1. Capabilități pe Puncte de Acroșare:

- **Punctul 4 (Central sub fuselaj - Max 850 kg):** Pod Radar AESA suplimentar / Pod Electro - Optic (EO/IR) de mare distanță pentru detecție drone small/micro, sau rezervor suplimentar de combustibil (800 litri). Sistemul SMS induce electromagnetic prin gura țevii un cod de timp digital în focosul de proximitate al proiectilelor de tip **ABM (Airburst Munition-Muniție explozivă)**, programând explozia lor sub formă de nor de șrapnel cu exact 5 metri înaintea / deasupra dronei.

- **Punctele 3 și 5 (Interioare aripă - Max 700 kg fiecare):** Rezervoare dislocabile (600 litri), bombe ghidate laser/GPS (ex: GBU-12, Mk.82) pentru misiuni LCA, sau lansatoare multiple de rachete ghidate de 70 mm (optime pentru C-UAS cost-eficient).

- **Punctele 2 și 6 (Exterioare aripă - Max 350 kg):** Containere de bruiaj electronic (EW/ECM Pods), rachete aer-aer cu ghidaj radar activ (ex: AMRAAM / Meteor) pentru interceptii dincolo de raza vizuală (BVR). Sau pot fi acroșate bombe ușoare (100 și 250 kg), rachete antitanc, rezervoare suplimentare ușoare de 350 l fiecare.

- **Punctele 1 și 7 (Șine de ghidaj în vârful aripii - Max 100 kg fiecare):** Rachete aer-aer cu ghidaj IR cu reacție rapidă și capabilitate HOBS (High Off-Boresight), cum ar fi **AIM-9X Sidewinder** sau **Python-5**. Acestea sunt esențiale pentru angajarea dronelor în viraje strânse.

8.2. Configurații Tactice Specifice

8.2.1. Configurație C-UAS dedicată (Counter-UAS)

P4 (Central): Pod Electro-Optic / IR cu telemetru laser și sistem radar de bandă Ku (optimizat pentru drone mici).

- **P3, P5:** 2 Lansatoare rachete ghidate laser (ex: APKWS sau rachete ușoare LMM/Martlet) — oferă un număr mare de lovituri ieftine per misiune.
- **P2, P6:** Poduri cu mitraliere grele/tunuri rapide de calibru mic (sistem cinetic optim pentru distanțe scurte).
- **P1, P7:** 2 AIM-9X pentru interceptia țintelor UAS rapide sau manevrabile (Group 3).



8.2.2. Configurație LCA (Light Combat Aircraft)

- **P4 (Central):** Rezervor extern de combustibil (800 l).
- **P3, P5:** 2 Bombe ghidate de 500 lb (GBU-12).
- **P2, P6:** 2 Rachete aer-sol (ex: Maverick) sau rachete aer-aer mediu domeniu.
- **P1, P7:** 2 Rachete IR autoapărare.

8.3. O variantă posibilă - Integrarea tunului rotativ M61 Vulcan (250 lovituri calibru 20 mm, cu 6 țevi) în fuzelajul anterior pe partea stângă. Pentru misiunile de **interceptare C-UAS** (unde tunul oferă cel mai bun raport cost-eficiență per lovitură comparativ cu rachetele ghidate) și pentru rolul de **LCA**, o armă internă este extrem de utilă deoarece elimină rezistența la înaintare a unui container extern (gun pod). Tunul poate fi amplasat sub podeaua cabinei din spate, $X = 3,20 - 4,25$ m, la $\approx 0,4$ m sub Centrul de Greutate pe axa verticală Z. Gura de tragere trebuie poziționată în spatele radomului ($X \approx 2,50$ m, orientată ușor în jos. Zona din jurul gurii de tragere necesită panouri structurale din Titan (Ti-6Al-4V) pentru a rezista la temperaturile extreme și la undele de șoc generate de gazele de ardere. Greutatea totală a sistemului **instalat** ≈ 210 kg (tunul propriu-zis + magazia cu 250 de lovituri de 20 mm + sistemul hidraulic de antrenare). Această masă va fi retrasă direct din încărcătura de 2450 kg, lăsând 2240 kg pentru pilonii externi. Desigur, avionul gol echipat este mai greu. Acest tun mută centrul ușor spre înainte cu $\approx 0,8\% - 1,2\%$ din MAC. Cadrele fuzelajului din zona $X = 3,50$ m trebuie rigidizate cu lonjeroane secundare din titan pentru a disipa forța de recul tunului în structura centrală de rezistență. Mai trebuie instalat un deflector aerodinamic în spatele gurii de tragere și programat sistemul de control al motorului (FADEC) să îmbogățească automat amestecul de aer/combustibil în

milisecundele în care tunul trage. Pentru a evita avariarea fuzelajului posterior sau aspirarea tuburilor goale în motoare, sistemul de alimentare trebuie să fie de tip buclă închisă, în care tuburile trase sunt transportate înapoi în tamburul de muniție, în loc să fie lăsate în exterior. Deși penalizează capacitatea utilă externă cu aproximativ 210 kg, avantajele operaționale în misiunile C-UAS sunt decisive: oferă o armă integrată cinetică cu timp de reacție zero, capabilă să distrugă drone mici la un cost per angajare infim în raport cu rachetele ghidate și fără a afecta aerodinamica curată transonică a zborului LIFT.

Dacă nu se montează acest tun în fuzelaj, se pot amplasa 2 poduri (containere) cu tunuri cu calibru cel mult 20 mm în punctele de acroșaj 3 și 5. Ventral nu se poate acroșa pentru a acroșa poduri speciale (senzori) pentru misiuni C-UAS.

9. RĂZBOI ELECTRONIC EW ȘI SISTEMUL DE AVERTIZARE OPTICĂ MAWS

- **EW și Reducerea Radar (RCS):** Include 4 antene RWR (acoperire 360°) și sistem de bruiaj digital intern DRFM/ECM. Soluțiile de shaping geometric (aliniera muchiilor, fuzelaj înclinat, S-duct în prizele de aer) cumulate cu tratamentul vopselei feromagnetice (Iron Ball Paint) și ecranarea cupolei cu ITO reduc RCS-ul frontal.
- **Sistemul MAWS (Missile Approach Warning System) în Ultraviolet și Infraroșu (UV/IR):** 4 până la 6 senzori electro-optici monitorizează sferic emisia de radiații UV produsă de flacăra motoarelor rachetă sau propulsoarelor UAS de la sol (regiune solar-blind imună la alarme false). În caz de atac iminent (MANPADS cu Time-to-Go < 2 secunde), MAWS comandă automat ejectarea secvențială de capcane termice **Flares** din containerele ALE-47 din coadă și semnalizează prioritar către FBW, permițând o suprasolicitare tranzitorie structurală de până la +9,5g pentru o manevră bruscă de degajare.
- **Reducerea Amprentei Termice (Low-IR):** Ajutajele de evacuare a gazelor motoarelor sunt mascate fizic de profilul inferior extins al cozii (*beavertail*). Fante superioare de tip NACA captează aer rece atmosferic și îl amestecă forțat prin efect Venturi în jurul ajutajului, scăzând masiv **temperatura jetului de la $\approx 600^{\circ}\text{C}$ la sub 350°C** , devansând cu peste 50% raza de achiziție a rachetelor inamice de la sol. Structura exterioară este acoperită cu vopsea de emisivitate redusă (Low-E coating).

10. AVIONICĂ, CONTROL INTEGRAT (FBW, SMS, EVA)

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 (sclavează) 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 tactice 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 ($\alpha \approx 30^\circ$);

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):

Bucă 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)

În mod antrenament, computerul **EVA (Embedded Virtual Avionics)** rulează scenarii tactice complexe (radar virtual, rachete și ținte de vânătoare generate direct pe ecrane).

EVA 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.

11. MENTENANȚĂ PREDICTIVĂ ȘI REZUMAT ECONOMIC

Platforma integrează un sistem de management al stării tehnice de tip **IVHM**, asistat de o rețea de senzori pentru monitorizarea integrității structurale (**SHM**).

Sistemele IVHM (Integrated Vehicle Health Management) / SHM (Structural Health Monitoring) / Composite NDT (Non - Destructive Testing): Datele de zbor sunt descărcate automat după aterizare prin Wireless ground link. O rețea de senzori piezoelectrice **PZT** (ultrasunete active pentru detecție delaminări CFRP în aripi) și senzori cu fibră optică **FBG** (monitorizare stress/strain la +9,5g) oferă date algoritmilor de Machine Learning, realizând urmărirea spectrului de sarcină (Load Spectrum Tracking). Pentru omologarea celulei compozite, se execută scanarea Phased Array (PAUT), criterii de acceptabilitate a defectelor sub 100 mm² și teste distructive ale casetei alare în presă hidraulică (rupere controlată strict peste pragul de 12g). Cele două motoare **Honeywell F124-GA-200** sunt monitorizate digital prin unitatea de control FADEC.

Indicatori Financiar

Estimare costuri per avion, în ipoteza fabricării sau achiziției unei escadrelor de 16 avioane hibride multirol (LIFT +LCA +C-UAS): **Costul de producție (Flyaway Cost) $\approx$ 30 milioane USD**, Costul cu Suport Logistic (Weapon System Cost) $\approx$ 38 milioane USD, **Cost program de achiziție $\approx$ 46 milioane**

USD. Acest ultim cost este costul total plătit de beneficiar (bugetul de stat) pentru livrarea unui avion din escadrila operațională de 16 avioane. Cuprinde Weapon System Cost, plus pachetul inițial de armament pentru cele 7 puncte de acroșare (rachete AIM-9X, kituri APKWS), tun integrat pe avion P61 Vulcan și proiectile de 20 mm pentru acesta), sistemele de bruij electronic (EW Pods), elemente de infrastructură specifică bazei aeriene și managementul de program. Costul cu Suport Logistic (Weapon System Cost) include costul de producție de mai sus, la care se adaugă echipamentele de suport la sol (Aircraft Ground Equipment), simulatoarele de zbor în tandem pentru misiunea LIFT, stocul inițial de piese de schimb (motoare de rezervă, module AESA), documentația tehnică și instruirea inițială a piloților și personalului tehnic **Costul pe durata ciclului de viață (Life-Cycle Cost)** estimează totalitatea cheltuielilor generate de aeronavă pe o durată de serviciu de **30 de ani**, calculată la un profil mediu de **200 de ore de zbor per avion pe an** (total 6000 de ore de zbor per avion). Datorită sistemului de **mentenanță predictivă (PHM)** care reduce cu 20% logistica reactivă și a motoarelor F124 cu consum redus, structura LCC este destul de optimizată. Rezultă **Costul pe durata ciclului de viață (Life-Cycle Cost) = 96 milioane de dolari per avion**. Acest cost este distribuit astfel : cost de procurare inițială și armament = 48%, cercetare-proiectare și încercări în zbor = 6%, operare și suport logistic = 38%, modernizări la mijlocul duratei de viață = 6%, scoaterea din serviciu și reciclare = 2%

Costul estimat per ora de zbor (CPFH) este de **5000 USD** datorită consumului optimizat în croazieră și a eficienței logistice aduse de sistemele SPFR(Spare Parts Fill Rate) și IVHM. Costul orei de zbor include costurile pentru: combustibil, consumabile, exploatare și întreținere, manopera la nivelul bazei aeriene, modernizări, amortizare, inflație și costuri financiare. Pentru a face o comparație cu alte aeronave cu aceeași destinație , putem să ne rezumăm la folosirea valorilor pentru costul orei de zbor în care sunt incluse doar cheltuielile directe : consumabile (10 – 15 %), combustibil , ulei, lubrifianți (20 – 25%) intretinere si reparatii (60 – 70%). Dar 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. CADRUL DE CERTIFICARE ȘI OMOLOGARE MILITARĂ

Pentru intrarea în serviciul operațional, produsul parcurge certificarea de tip conform reglementărilor europene **EMAR 21** și criteriilor standardului NATO **MIL-HDBK-516C**:

Demonstrarea Conformității: Dosarul tehnic include **rapoartele testelor la sol** validate experimental: încercările la vibrații (GVT) 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 extins la 16.000 de ore simulate. 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;

SISTEM AERONAUTIC: Avion de Instruire Avansată, Atac Ușor și Combater UAS

-Teste de integrare a armamentului și integritate (specifice pentru LCA / C-UAS): teste de tragere în zbor cu tunurile externe de calibru mic din containerele acroșate sub aripi sau cu tunul intern dacă este integrat (ex. M 61 Vulcan) ; 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 demonstrează, 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 munițiilor sub zgomot electromagnetic (HERO) și testele de rezistență la mediu în cameră climatică ($-40^{\circ}\text{C} \dots +55^{\circ}\text{C}$) 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 :

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

CAS (Close Air Support) –Sprijin aerian apropiat

CFD (Computational Fluid Dynamics) - Dinamica Computațională a Fluidelor

CFRP - Material Compozit Carbon-Epoxy

SISTEM AERONAUTIC: Avion de Instruire Avansată, Atac Ușor și Combatere UAS

CPFH – Costul pe ora de zbor

C-UAS (Combat Unmanned Aerial Systems) - Combaterea sistemelor aeriene fără pilot (contra-drone)

DRFM/ECM- Sistem de bruiaj digital intern

EO/IR (Electro-Optical/Infrared)- Electro-optică/Infraroșu

ETTS (Embedded Tactical Training Suite) – Sistem de instruire tactică în zbor prin simularea amenințărilor și armamentului /munițiilor la bord , fără utilizarea muniției reale

EVA (Embedded Virtual Avionics) –Avionică electronică virtuală

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

GBTS (Ground Based Training System) – sistem de instruire cu simulare 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. Utilizează afișaje digitale și optice pentru a proiecta imagini și/sau simbolologii în ochii pilotului

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 Area Display)- Afișaj de întindere mare

LCA (Light Combat Aircraft) – Avion de atac ușor

LERX (Leading-Edge Root Extensions) – Extensie la baza aripilor

LIFT (Lead-In Fighter Trainer) - Avion de instruire avansată pentru trecerea piloților pe avioane de luptă

LVC (Live Virtual Constructive) – Simulare tactic integrată și instruire

MFD (Multi Function Display) –Afișaj multifuncțional

MANPADS (Man-Portable Air Defense System)- Sistem de apărare aeriană portabil

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 oxygen la bord

RCS (Radar Cross Section) –Semnătură radar redusă

SAR (Synthetic Aperture Radar) - Radar utilizat să creeze imagini în 2 sau 3 dimensiuni

SFC (Specific Fuel Consumption) – Consum specific de combustibil

SHM (Structural Health Monitoring) –Monitorizarea vieții structurii

SISTEM AERONAUTIC: Avion de Instruire Avansată, Atac Ușor și Combatere UAS

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) – Combaterea vehiculelor aeriene fără pilot

UMPK - rachete multifuncționale neghidate

Autor: gl. de flotilă aeriană rtg. ing. CONSTANTIN Nicolae

Editat cu ajutorul AI