

MANAGEMENTUL REALIZĂRII SISTEMELOR AERIENE ROBOTIZATE (SAR)

MANAGEMENT OF ROBOTIC AERIAL SYSTEMS (RAS) ACCOMPLISHMENT

Vasile PRISACARIU*, Mircea BOȘCOIANU**, Ionică CÎRCIU**

*Transilvania University of Brașov, Romania

**Henri Coandă Air Force Academy Brașov, Romania

Rezumat. Sistemele aeriene robotizate (SAR) au cunoscut o dezvoltare rapidă datorită cerințelor de informare cu date din zonele de interes și a miniaturizării tehnologice. Deși aceste sisteme aeriene au capacități ridicate ele sunt utilizate la misiuni specifice și limitate la factorii atmosferici.

Lucrarea își propune să prezinte o imagine de ansamblu în ceea ce privește conceptul decizional al realizării unui sistem aerian robotizat în contextul reperelor existente în domeniul managementului realizării produsului prin fazele de concepție, manufacturare, echipare și testare la sol și în zbor.

Performanțele și caracteristicile tehnico-tactice ale unui vector aerian depind direct de atât de fiabilitatea sistemelor cât și de influența factorilor perturbatori.

Cuvinte cheie: sisteme aeriene robotizate, management aeronautic, performanțe aerodinamice

1. Introducere

Sistemul aerian robotizat înglobează echipamentele terestre de dirijare / exploatare și vectorii aeriene, fără pilot uman la bord, care utilizează forțe aerodinamice pentru mișcare pe traiectorii dorite, nonbalistice, în mod dirijat sau autocontrolat și care transportă sarcini utile sau încărcături de luptă, funcție de misiune.

La nivel global sistemele aeriene au 5 misiuni (surveghere, detectare, clasificare, identificare și urmărire) ce pot fi îndeplinite la diferite nivele operaționale în funcție de caracteristicile aerodinamice și tehnico-tactice.

Motivațiile utilizării acestor sisteme aeriene sunt costul redus de construcție și exploatare comparativ cu aeronavele cu pilot uman la bord în contextul comprimării economice mondiale.

În tabelul 1 sunt prezentate principalele categorii și realizări actuale în domeniul sistemelor aeriene [1].

2. Concepția, realizarea și testarea SAR

2.1. Managementul decizional

Modelele de management decizional pe produs sunt valabile în domenii variate cu nuanțele specifice fiecărei arii de cercetare, manufacturare și testare. Etapele realizării produsului în cazul platformelor aeriene nepilotate cuprind: designul

Abstract. Robotic aerial systems have developed rapidly due to data demands from areas of interest and due to technology's miniaturization. Although these aerial systems have high capabilities, they are used for specific tasks and limited to atmospheric stability disturbances.

The paper aims to present an overview regarding the decision making in accomplishing a robotic aerial system in the context of existing parts in the field of product management, by stages of design, manufacturing, equipment and ground and flight testing.

Performances and technical and tactical characteristics of an air vector depend directly on both the systems' reliability and on the influence of disturbance factors.

Key words: robotic aerial systems, aeronautical management, aerodynamic performances

1. Introduction

The robotic aerial system includes equipments of land management / operation and air vectors, without any human pilot on board, and which uses aerodynamic forces to move on the desired non-ballistic trajectory, either guided or self-guided and able to carry a load or payloads, depending on the mission.

Global air systems perform five missions (surveillance, detection, classification, identification and tracking) that can be achieved at different operational levels depending on the aerodynamic and technical and tactical features.

The reasons for using these air systems is the low cost to build and operate of an aircraft as compared to manned aircraft, in the context of the global economic constriction.

Table 1 presents the main categories and current achievements in air systems [1].

2. The conception, achievement and testing

2.1. Decision making management

Decision making management models per product are available in various fields with nuances specific to each area of research, manufacturing and testing. The stages of product achievement for unmanned airborne platforms include: design theory

teoretic (proiectare și modelare numerică), manufacturare-asamblare și testarea produsului în condiții de laborator și în zbor.

(design and numerical modeling), manufacturing, product assembly and testing in laboratory and in flight.

Tabelul 1. Principalele categorii de sisteme aeriene
Table 1. Main categories of aerial systems

Micro	Mini	Close Range	Short Range
 Aerovironment, USA	 Skylark, Israel	 Silverfox, USA	 Sojka, Czech Rep.
Medium Range	Medium Range Endurance	Low Altitude Deep Penetration	Low Altitude Long Endurance
 Shadow 200, USA	 Wachkeeper, Israel	 CL 289, France-Germany	 Eagle Scan, USA
Medium Altitude Long Endurance	High Altitude Long Endurance	Unmanned Combat Aircraft	Optionally piloted, converter UAS
 Predator A, USA	 Global Hawk, USA	 Barrakuda, Germany	 Herti 1D, UK

Managementul realizării unui vehicul aerian nepilotat (UAV / SAR – sistem aerian robotizat) în concept morphing comportă anumite probleme de abordare specifice transdisciplinare: proiectare, aerodinamice, tehnologice și testare. Pornind de la procesualitatea deciziei [2] se impune un flux decizional adaptat domeniului UAV (fig. 1).

The accomplishment management of an unmanned aerial vehicle (UAV / SAR - robotic air system) in the morphing concept involves specific transdisciplinary approach: design, aerodynamics, engineering and testing. Starting from the decision processing [2] an adjusted decision-making flux to UAV's field is required (Figure 1).

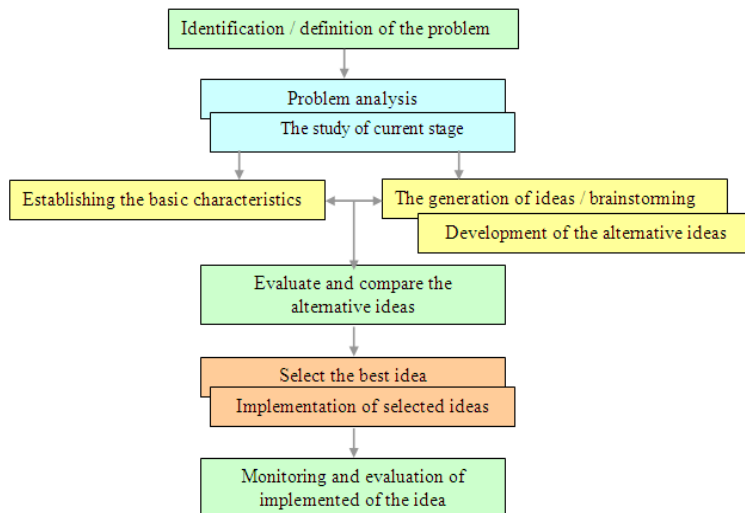


Figura 1. Flux decizional privind SAR/UAV
Figure 1. Decision-making chart of SAR/UAV

Conform fluxului decizional de mai sus (fig. 1) sunt mai multe faze de decizie: prima fază este identificarea și definirea problemei plecând de la nevoile actuale care implică utilitatea produsului final. Faza a doua este analiza problemei date prin studiul stadiului actual în domeniul specificat ce generează o serie de soluții alternative și caracteristicile de bază privind produsul final. În următoarea fază avem evaluări și analize comparative a soluțiilor selectate ce conduce la selecția și implementarea soluției selectate. Ultima fază cuprinde monitorizarea și evaluarea soluției implementate în condiții reale și de laborator.

2.2. Managementul de design și realizarea SAR

Managementul decizional în cazul designului / proiectării SAR are trei faze: faza de design conceptual, faza de design preliminar și faza de design în detaliu. În schema de mai jos (fig. 2) se prezintă schema managementului realizării SAR, care ține cont de principalii factori ce determină profilul viitorului produs [3].

According to the above decision-making flow (Figure 1) there are more decision-making stages: the first stage is to identify and define the problem based on current needs implying the usefulness of the final product. Phase two is to analyze this problem by studying the current state in the specified field that generates a series of alternative solutions and basic characteristics of the final product. In the next phase we deal with evaluations and comparative analyses of solutions leading to selection and implementation of identified solutions. The last phase includes monitoring and evaluation of the solution implemented in real and laboratory conditions.

2.2. Design management and accomplishment of RAS

The decision making within designing the RAS consists of three phases: conceptual design phase, preliminary design phase and detailed design phase. The diagram below (Figure 2) shows the RAS accomplishment management scheme that takes into account the main factors determining the future product's profile [3].

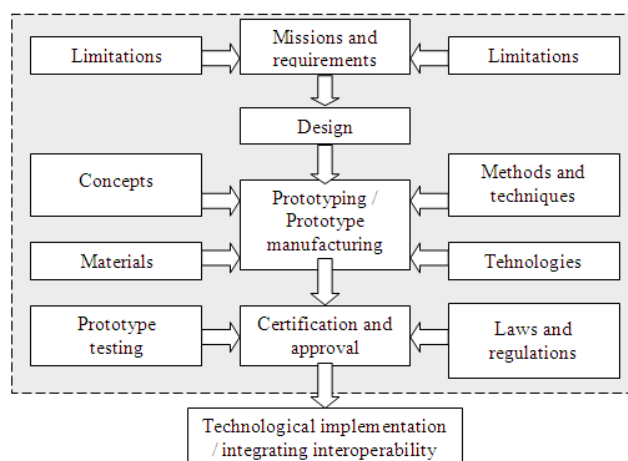


Figura 2. Managementul realizării SAR/UAV
Figure 2. Accomplishment management for SAR/UAV

Realizarea unui produs SAR ține cont de o serie de limite și cerințe definatorii pentru domeniul mașinilor aeriene: aerodinamice, de stabilitate, maniabilitate/manevrabilitate, robustețe, tehnologice și de exploatare. Acestea determină caracteristicile și implicit performanțele produsului SAR (fig. 3).

Cele mai importante caracteristici ale produsului sunt: *geometrice* (dimensiuni – anvergura, lungimea, înălțimea), *aerodinamice* (viteza – maximă, croazieră, minimă, plafon, autonomie, rază de acțiune/distanța de zbor), *de propulsie* (tracțiunea – minimă, maximă), *masice* (masa - gol, totală, maxim admisă).

Making a product takes into account a number of limitations and defining requirements for the aerial vehicles: aerodynamic, stability, maneuverability/handling, robustness, technological and operational. These lead to the product performance characteristics and implicitly of a RAS product performance (Figure 3).

The most important product features are: *geometrical* (dimensions - span, length, height), *aerodynamic* (speed – maximum, cruise, minimum; range / distance flight), *propulsion* (thrust - minimum and maximum), *mass* (weight - unloaded, the total and maximum allowed).

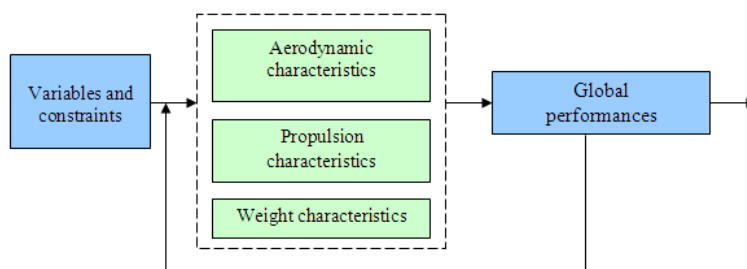


Figura 3. Graficul analizei caracteristici-performanțe
Figure 3. Chart of performances-characteristics analysis

Având în vedere fig. 2 și fig. 3 sunt descrise o serie de etape concrete pentru realizarea platformei UAV: realizarea schiței preliminare a vectorului UAV: realizarea schiței preliminare a vectorului (configurația geometrică de bază, desen 3 vederi, fără dimensionare), dimensionarea elementelor componente (dimensiuni preliminare – aripă, fuselaj, dimensionare sistem de propulsie).

Caracteristicile geometrice, aerodinamice, masice și de propulsie se definesc în urma testelor de laborator (în tunele aerodinamice) și în condiții reale (zboruri de încercare).

Given figure 2 and figure 3 described a series of actual steps to achieve the UAV platform: making a preliminary air vector draft (basic geometric configuration, three-view drawing, without sizing), sizing of components (preliminary size - wing fuselage, propulsion system sizing).

Geometric, aerodynamic, propulsion and mass characteristics are defined after testing (wind tunnel) and real field conditions (test flights).

3. Propunere soluție constructivă

3.1. Descriere generală

Soluția tehnică propusă, figura 4, se încadrează în clasa miniUAV, cu o masă totală în linie de zbor de 9 kg. Conceptul propus are drept scop îndeplinirea misiunilor de achiziții date dincolo de raza vizuală a operatorului sistemului aerian nepilotat.

3. Design solution proposal

3.1. General description

The proposed technical solution, Figure 4, falls within the class miniUAV with a total mass of 9 kg in flight. The proposed concept aims to perform data acquisition missions beyond the visual range of the unmanned air system operator.

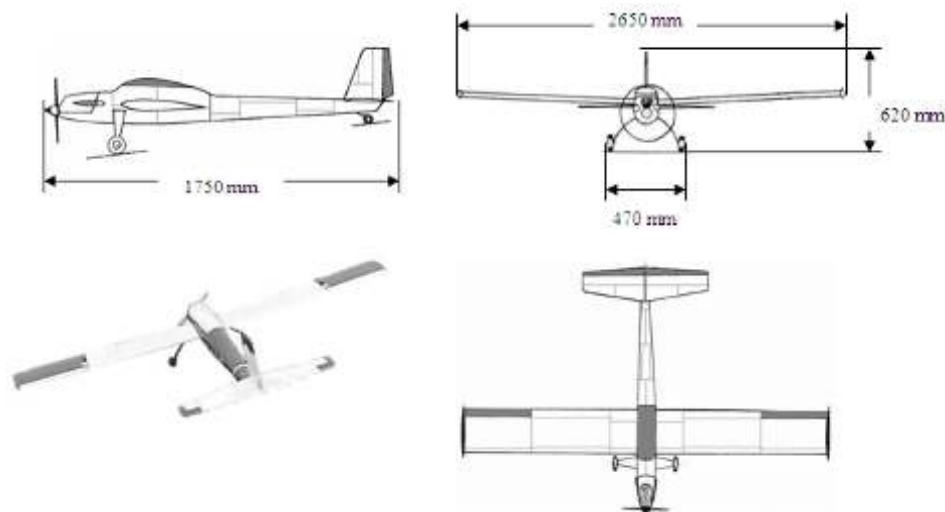


Figura 4. Desen 3 vederi SAR
Figure 4. Three-view drawing of RAS

Configurația constructivă a SAR propusă este cu aripă mediană, ampenaje clasice și tren de aterizare cu bechie orientabilă, vectorul fiind echipat cu următoarele sisteme: sistem de propulsie

The proposed design configuration of the RAS is: center wing, empennage and landing gear with conventional mobile skid, and a vector equipped with the following systems: propulsion system

(motor cu combustie), sistem de control al zborului (stație radiodirecționare), sistemul electric, sistem achiziției date și parametri de zbor (senzori de imagine – cameră foto cu capacitate de stocare, senzori FPV – înălțime, viteză, altitudine, GPS), echipamentele de sol (vizualizare date, mentenanță și transport).

(combustion engine), flight control system, electrical system, data acquisition system and flight parameters (image sensors – with camera storage capacity, FPV sensors – height, speed, altitude, GPS), ground equipment (data visualization, maintenance and transportation).

3.2. Structura platformei UAV

Aripa. Aripa este tip bilonjeron (cu lonjeroane profil I din tablă de dural) cu nervuri din placaj, umblută cu spumă poliuretanică și placată cu lemn de balsă (fig. 5). Ea se compune din două semiplanuri ce se montează în fuselaj cu un unghi diedru de 3°.

3.2. Structure of the UAV platform

Wing. It is a two-beam type wing (with I-beam dural sheet) with plywood ribs, filled with polyurethane foam and balsa wood clad (Figure 5). It consists of two wings that are mounted in the fuselage with a dihedral angle of 3°.

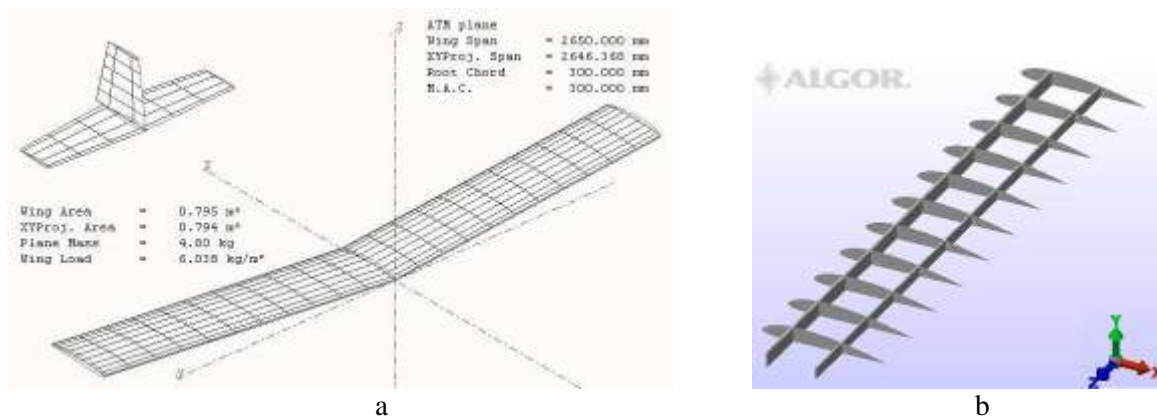


Figura 5. Aripa și ampenajele (a) și structura aripii (b)
Figure 5. Wing and empennage (a) and structure of the wing (b)

Profilul aerodinamic ales este CLARK Y 11,7% îmbunătățit [4]. Pentru o manufacturare mai ușoară a aripii, profilul (fig. 6) are caracteristicile conform tabelelor 2 și 3 și polarele din figurile de mai jos (fig. 6, fig. 7), calculate folosind programul *Profili* v. 2.21 [5].

CLARK Y airfoil is particularly improved by 11.7% [4] for an easier manufacturing of the wing, profile (Figure 6) has characteristics as shown in Tables 2 and 3 and polars in the figures below (Figures 6 and 7) calculated with *Profili* software v.2.21 [5].

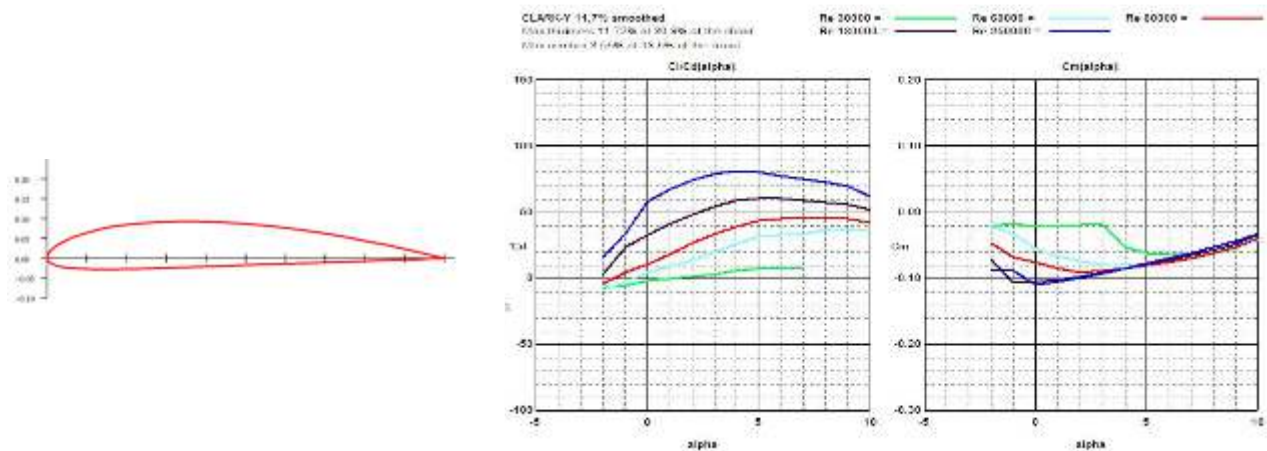


Figura 6. Forma profilului CLARK Y 11,7% și polarele Cl/Cd – α
Figure 6. Shape of CLARK Y 11.7% profile and polars Cl/Cd – α

Tabelul 2. Caracteristicile principale ale profilului:

Table 2. Main characteristics of the profile

Thickness:	11.7%	Max C_L angle:	11.0
Camber:	3.6%	Max L/D:	54.239
Trailing edge angle:	15.8°	Max L/D angle:	6.5
Lower flatness:	81.4%	Max L/D C_L :	1.149
Leading edge radius:	1.8%	Stall angle:	11.0
Max C_L :	1.418	Zero-lift angle:	-3.5

Tabelul 3. Valori ale polarelor profilului

Table 3. Values of the profile polar

CLARK-Y 11,7% smoothed - Alfa = -2.0				
Re	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm
30000	-0.2764	0.0378	-7.3122	-0.0205
80000	-0.1119	0.0281	-3.9822	-0.0463
130000	0.0607	0.0193	3.1451	-0.0708
250000	0.1800	0.0112	16.0714	-0.0865

CLARK-Y 11,7% smoothed - Alfa = 0.0				
Re	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm
30000	-0.0630	0.0321	-1.9626	-0.0224
80000	0.2655	0.0251	10.5777	-0.0753
130000	0.4825	0.0146	33.0479	-0.1055
250000	0.5325	0.0092	57.8804	-0.1101

CLARK-Y 11,7% smoothed - Alfa = 5.0				
Re	Cl	Cd	Cl/Cd	Cm
30000	0.4883	0.0660	7.3985	-0.0613
80000	0.9307	0.0213	43.6948	-0.0804
130000	0.9410	0.0155	60.7097	-0.0788
250000	0.9382	0.0117	80.1880	-0.0773

În figura 7 sunt evidențiate forțele distribuite pe aripă în cazul incidenței $\alpha = 3^\circ$ la o viteză de 72 km/h, fără utilizarea flapsurilor, iar în figurile 8 și 9 sunt prezentate exemple din diagramele de zbor ale aripilor realizate cu XFLR5 v6.0 [6], pe baza datelor tehnice din tabelele 4 și 5.

In Figure 7 are presented the distributed forces on the wing where the incidence is $\alpha = 3^\circ$ at a speed of 72 km/h, without using flaps, and Figures 8 and 9 are examples of tires made with XFLR5 wing flight v6.0 [6] based on technical data in tables 4 and 5

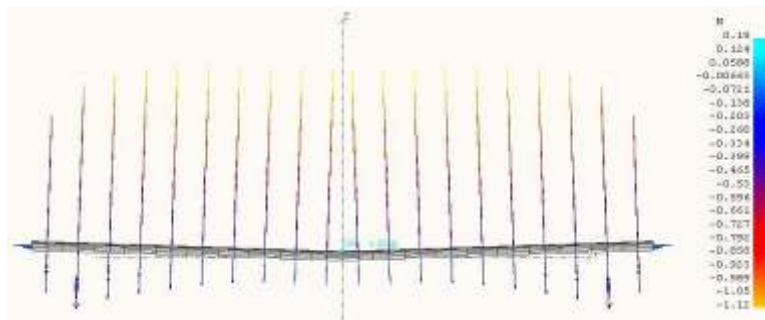


Figura 7. Forțele distribuite pe aripă (vedere frontală) la un diedru de 3°
Figure 7. Distributed forces on the wing (front view) in a dihedral of 3°

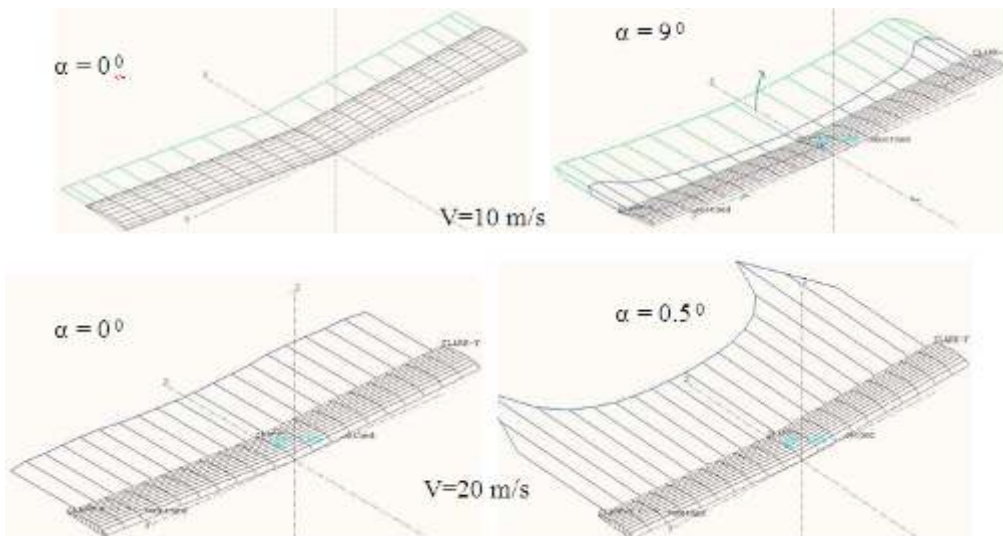


Figura 8. Anvelopa de zbor a aripii proiectate
Figure 8. Flight envelope of the wing design

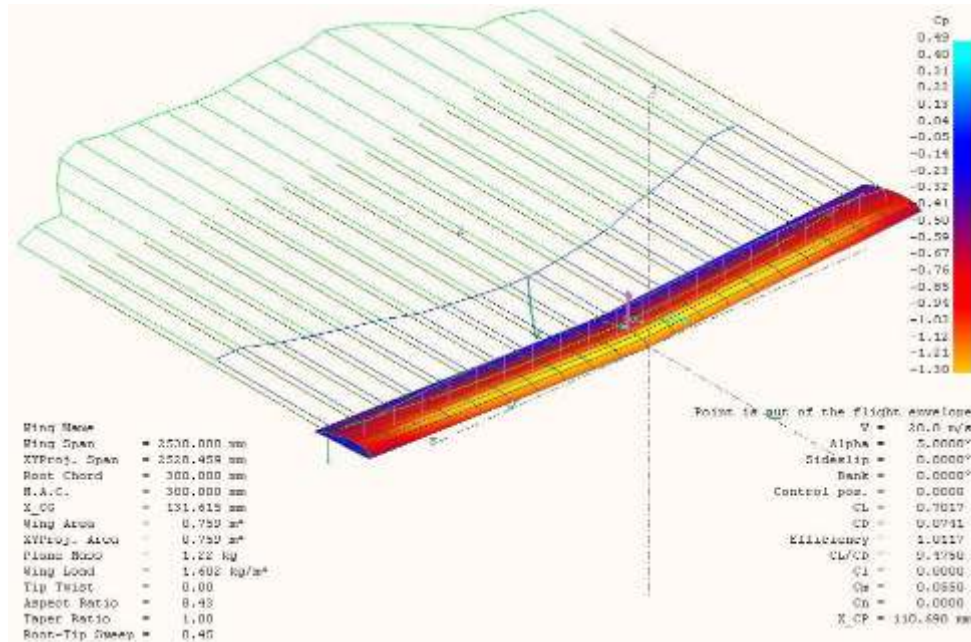


Figura 9. Anvelopa de zbor a aripii proiectate
Figure 9. Flight envelope of the wing design

Tabelul 4. Geometria aripii
Table 4. Data wing

Span	2.65 m
Chord	0.3 m
Wing area	0.795 m ²
Aspect ratio	8.83
Flap area	0.1 m ²
Aileron area	0.12 m ²

Tabelul 5. Proprietățile materialelor utilizate la aripă
Table 5. Properties of materials used for the wing

Material	Modulus of elasticity
Steel	190 GPa
Dural	73 GPa
Balsa wood	4.1 GPa

Fuselajul. Fuselajul, de tip cocă (fig. 10), este manufacturat din materiale compozite, având la partea anterioară o ranforsare pentru suportul motorului (panou parafoc), iar la partea posterioară pentru montarea ampenajelor. Fuselajul mai este prevăzut cu cadre ranforsate pentru montarea aripilor și montarea echipamentelor.

Fuselage. The hull type fuselage (Figure 10) is manufactured from composite materials, with reinforcement for the front engine frame (firewall panel) and on the back for assembling the tail. Fuselage is fitted with reinforced frames for assembling the wings and equipments.

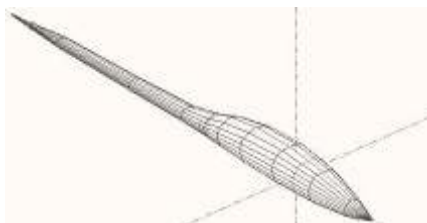


Figura 10. Fuselajul SAR
Figure 10. Body of the RAS

Ampenajele și trenul de aterizare. Ampenajele sunt în varianta clasică, manufacturate din lemn de balsa (fig. 5). Trenul de aterizare cu bechie orientabilă este executat din materiale compozite și prevăzut cu tren de rulare din cauciuc.

Tails and landing gear. Tails are the classic version, manufactured from balsa wood (Figure 5). Mobile skid landing gear is made of composite materials and equipped with rubber wheels.

3.3. Sistemele ambarcate

3.3.1. Sistemul de propulsie

Sistemul de propulsie este constituit dintr-un motor în 2 timpi pe benzină (caracteristici în tabelul 6), echipat cu sistem de aprindere electronică și carburator Walbro, motorul antrenează o elice bipală de lemn sau material compozit (fig. 11).



3.3. Onboard systems

3.3.1. The propulsion system

The propulsion system consists of a 2-stroke gasoline engine (some technical data in Table 6) equipped with electronic ignition system and Walbro carburetor, the engine drives the propeller wood or composite material (Figure 11).



Figura 11. Motorul și elicea vectorului aerian
Figure 11. Engine and propeller of the RAS

Tabelul 6. Caracteristicile principale ale motorului
Table 6. Engine characteristics

Engine type	2 strokes	Fuel	Gasoline 30-40:1
Displacement	26 cc	RPM	1800 - 9500
Hole × stroke	34 × 28.6 mm	Propeller (inch)	16×8, 16×10, 17×8, 17×10
Total weight	1100 g	Ignition voltage	4.8 V
Maximum power	2.4 HP; 9000 rpm		

3.3.2. Sistemul de control al zborului

Sistemul de control al zborului se compune din: sistem de radio-dirijare [8] necesar pilotării de la distanță a vectorului aerian (fig. 12), compus din emițător, receptor și patru elemente de execuție (servomecanisme), și un modul de stabilizare [7] automată pe trei axe FY-30 A (fig. 13).

Sistem de radiodirijare Futaba T6EXAP. Sistemul de dirijare a vectorului aerian (date tehnice în tabelul 7) constă dintr-o stație radio pe șase canale cu funcții software preprogramate (fig. 12) [8].

3.3.2. Flight control system

Flight control system consists of: radio-control system [8] necessary for remote piloting of the air vector (Figure 12), made up of a transmitter, a receiver and four actuators (servos), and a three axes FY-30 A automatic stabilizer [7] for (Figure 13).

Radiocontrol T6EXAP Futaba system. The air control vector (technical data in Table 7) consists of a six-channel remote control with pre-programmed software functions (Figure 12) [8].

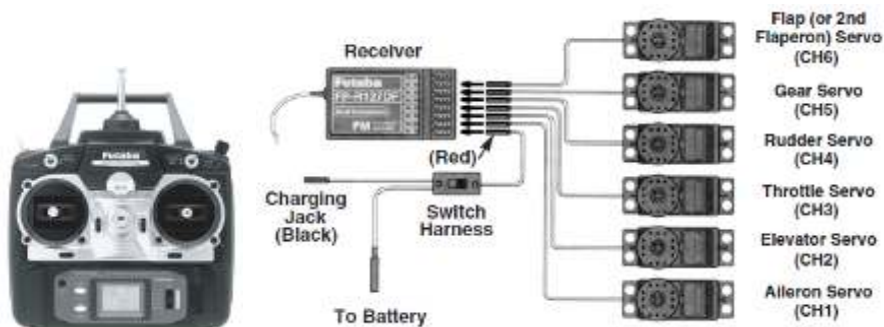


Figura 12. Sistemul de radiodirijare Futaba T6EXAP
Figure 12. Radiocontrol system Futaba T6EXAAP

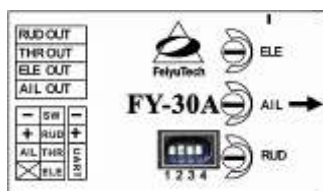


Figura 13. FY-30A modul de autostabilizare și interconectarea cu receptorul sistemului de dirijare
Figure 13. FY-30A flight self-stabilisation module and interconnection with the system control receiver

Tabelul 7. Caracteristicile sistemului de control

Table 7. System control characteristics

Transmitter T6 EXAP / 35 Mhz / 6 canale	
Modulation	FM(PPM) and PCM
Range	3000 m
Supply voltage	9.6 ÷ 12 V / 250 mA
Receiver R127DF or R136F (FM, Dual conversion/FM, Single conversion)	
Intermediate frequency	455kHz, 10.7MHz/455kHz
Supply voltage	4.8 or 6 V / 9.5 mA at 4.8 V
Dimensions	35.3×64.0×20.8 mm
Weight	27,8 g
Actuators (Servo S 3003 standard analogue)	
Execution speed	0.23 sec/60° at 4.8V
Drive limit	3.2 Kgcm at 4.8 V
Weight	38 g

Sistemul de autostabilizare FY-30A. Este un dispozitiv de autostabilizare inerțială pe traiectorie (fig. 13), echipat cu trei giroscopae și trei accelerometre care sunt baza senzorilor inerțiali. FY-30A are următoarele funcții: nivel de zbor (este activat stabilizatorul), recuperarea de urgență (la pierderea orientării), acrobație (pentru zboruri 3D precise) și FPV (first person visual - zboruri de durată) [7].

Self stabilisation FY-30A system. It is a device for inertial self stabilization on the trajectory (Figure 13), with three gyroscopes and three accelerometers that are the basis of inertial sensors. FY-30A has the following functions: flight level (stabilizer is activated), emergency recovery (loss of orientation), acrobatics (for accurate 3D flight), and FPV (first person visual - flight duration) [7].

3.2.3. Sistemul de achiziție date

3.2.3. Data acquisition system

Sistemul de achiziție date se compune din Flight Data recorder, înregistrator de temperatură/umiditate ambientală și o videocameră digitală pentru prelevarea de date după misiune.

Data acquisition system consists of Flight Data recorder, recorder of temperature / ambient humidity and a digital camcorder for data collection after the mission.

Flight data recorder (fig. 14) este capabil să preleveze date de la sol și din aer necesare analizelor ulterioare ale misiunii [9].

Flight data recorder (Figure 14) is able to collect data from ground and air needed for further analyses of the mission [9].



Figura 14. Flight data recorder cu vizualizare a datelor

Figure 14. Flight data recorder and data visualisation

Înregistratorul de temperatură și umiditate ambientală DT 171 (fig. 15), date tehnice în tabelul 8, este un dispozitiv cu capacitate de stocare pe card a celor două caracteristici atmosferice [10]. Datele se pot descărca (USB) și vizualiza cu ajutorul unui software dedicat.

Data logger DT 171 ambient temperature and humidity (Figure 15), technical data in Table 8, is a device with card storage capacity of the two weather features [10]. Data can be downloaded (USB) and viewed using dedicated software.



Figura 15. Inregistratorul DT171 și vizualizarea datelor
Figure 15. DT171 data logger and data visualisation

Tabelul 8. Caracteristici DT 171

Table 8. DT 171 features

Measure	0 to 100% RH, -40 to 70°C
Accuracy	±2% RH, ±0.5°C
Resolution	0.1% RH, 0.1°C
Storage	32000 (16000-2)
Measurement frequency	1sec – 2h
Battery	3 years

Videocamera digitală ultraslim (fig. 16), date tehnice în tabelul 9, constituie senzorul de misiune necesar prelevării de imagini statice sau video [11]. Aceasta poate fi conectată la PC prin cablu USB pentru descărcarea datelor foto sau video. Ea este echipată cu un obiectiv de 2 megapixeli, o baterie și suport orientabil cu ajutorul unui servomecanism comandat de la stația de sol.

Ultraslim digital camcorder (Figure 16), technical data in Table 9, is the mission sensor necessary for recording still or video images [11]. This may be connected to PC via USB cable for downloading photos or video data. It is equipped with a 2-megapixel lens, a battery and operated by a servo support controlled by the ground station.



Figura 16. Videocamera digitală
Figure 16. Digital camcorder

Tabelul 9. Caracteristici videocameră

Table 9. Camcorder fetatures

Dimensions	62×30×21.5mm	Battery	200 mAh LiPo
Total weight	28 g	Video rec time	80 min
Resolution / FPS	VGA (640×480) / 30	Voice standby	250 h
Photo format	JPEG 1600×1200	Power	150 mA / 3.7 V
Angle of view	72°	Storage	1 Gb / 40 min
Audio format	wave	Interface / Software	USB / Media player
Minim illumination	1 lux	Charge period	2 h
Camera lens	2 million CMOS	Memory card	Memory card
Storage and operating temp			-10 ...70 C ⁰ / -10 ... 60 C ⁰

3.3.4. Sistemul energetic

Energia electrică de la bordul UAV este asigurată de două pachete de acumulatori NiMh de 4200 mA (câteva caracteristici în tabelul 10) ce alimentează receptorul echipamentului de dirijare prin intermediul unui comutator electronic (fig. 17). Dacă acumulatorul de bază se termină sau suferă o

3.3.4. The power system

Electricity on board the UAV is provided by two packages of 4200 mA NiMH battery (some technical data in Table 10) that charges the receiver of the electronic routing equipment through a switch (Figure 17). If basic battery is completely out or suffers a power failure (does not supply

întrerupere (nu mai furnizează curent) atunci *battery switch* comută automat pe celălalt pachet de acumulatori. Acest circuit de comutare oferă o autonomie extinsă a vectorului aerian și un canal redundant de alimentare.

power) then the battery switch automatically switches on to the other battery pack. The switching circuit provides an extended range of air and a redundant channel.



Figura 17. Acumulatori NiMh și circuitul de comutare
Figure 17. NiMh battery and battery switch

Tabelul 10. Caracteristici acumulator
Table 10. Battery features

Accumulator (5 cells)		Battery switch	
Supply voltage / Capacity	6 V / 4200 mA	Supply voltage	4,8 – 6 V
Max. current load	2A	Current supported / max	3,5/ 5 A
Dimensions	112 × 45 × 23 mm	Dimensions	53 × 21 × 13 mm
Weight	280 g	Weight	18 g

4. Testele și analizele de zbor

4.1. Testele de laborator

Testele de laborator se execută încă de la stadiul de piese detașate până la vectorul aerian asamblat și echipat (fig. 18). Testele au ca scop asigurarea funcționării în parametrii normali a instalațiilor și echipamentelor interconectate de la bord, precum și prelevarea de parametri de funcționare necesari analizelor ulterioare.

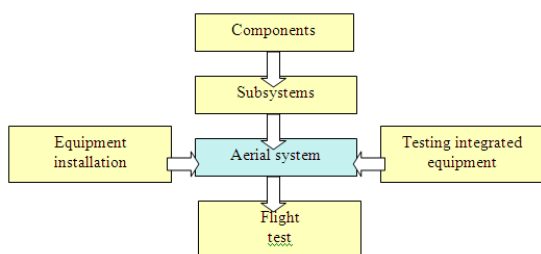
Testele de laborator cuprind următoarele etape: testele de tracțiune ale motorului la diferite regimuri de funcționare (pe bancul de încercări și montat pe avion), testele sistemului de control al zborului, testele sistemelor de achiziție și înregistrare date, testele de manevră ale vectorului la rulajul pe sol.

4. Flight tests and analyses

4.1. Laboratory tests

Laboratory tests run ever since the stage of spare parts, up to the assembled and equipped air vector (Figure 18). The tests are intended to ensure normal operation of the interconnected installations and equipment on board, and to collect operating parameters needed for further analyses.

Laboratory tests include the following steps: drive tests to various engine operating modes (test stand and installed on aircraft), flight control system tests, tests of recording data acquisition systems, maneuvering tests of the rolling vector on the ground.



a)



b)

Figura 18. Etapele fazei de testare în laborator (a) și în zbor (b)

Figure 18. Data flows in the lab (a) and the fly analysis (b)

4.2. Testele de zbor

Încercările în zbor ale sistemului aerian au ca scop verificarea în mod integrat a sistemelor și echipamentelor ambarcate. Testele de zbor cuprind

4.2. Flying tests

Air system flight testing is intended to verify the integrated onboard systems and equipment. Flight tests include the following steps: test flights

următoarele etape: zboruri de încercare în zona aerodromului în condiții meteo normale (fără vânt și precipitații), zboruri de încercare în condiții meteo defavorabile (vânt în rafale).

Toate zborurile de încercare se execută cu sistemul de autostabilizare în modul activat / dezactivat pentru calibrarea comenzilor. Testele de zbor se analizează pe baza datelor prelevate (fig. 19) de la senzorii ambarcați (fig. 20).

on the aerodrome, under normal weather conditions (no wind and precipitation), test flights in adverse weather conditions (wind gusts).

All test flights are operated with on and off flight stabilization module system, so as to calibrate controls. Flight tests are analyzed using data collected (Figure 19) from sensors onboard (Figure 20).

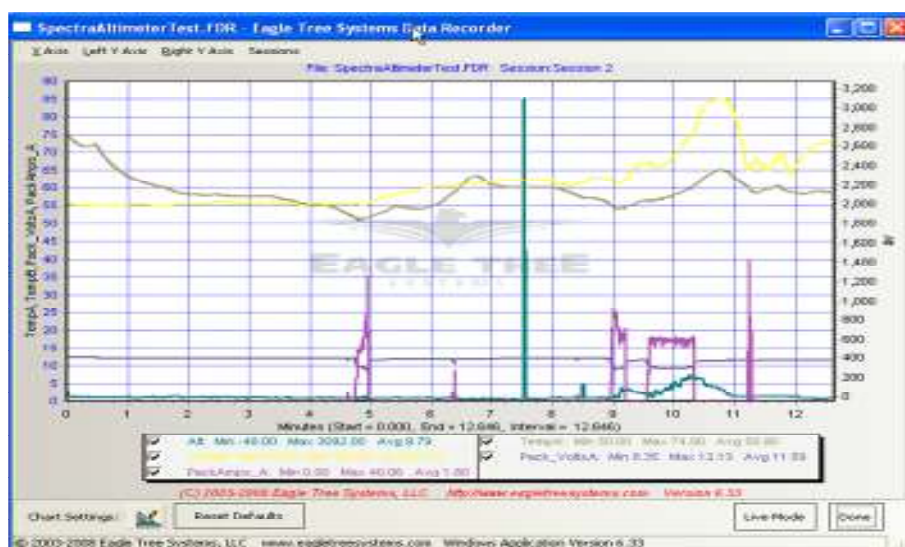


Figura 19. Analiza datelor de zbor
Figure 19. Data flight analysis

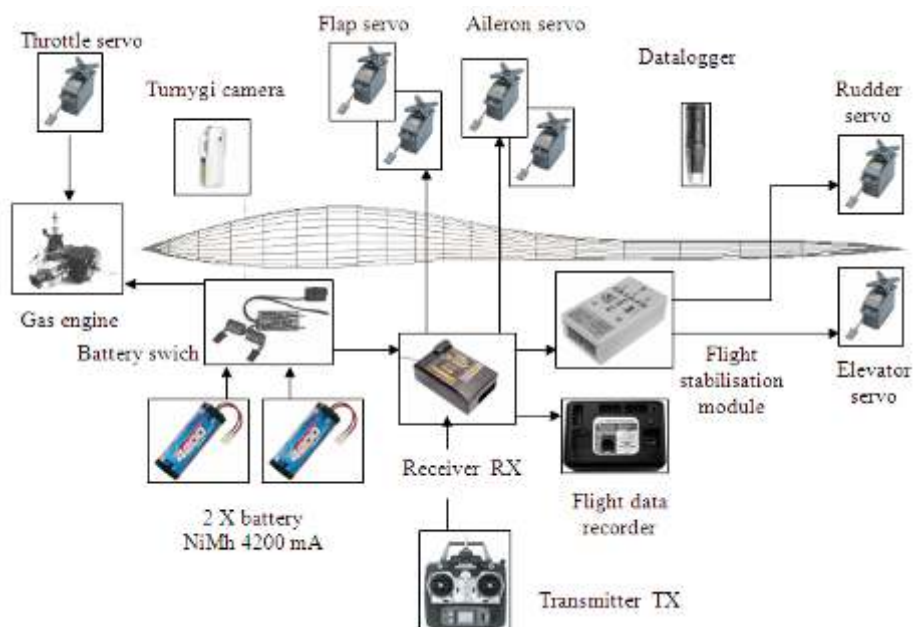


Figura 20. Diagrama relațională a echipamentelor SAR
Figure 20. Data flow of the RAS equipment

5. Caracteristici și performanțe de zbor

Caracteristici masice. Greutatea în linie de zbor este detaliată conform tabelului 11.

5. Characteristics and flight performance

Weight characteristics. Flight line weight is detailed as shown in Table 11.

Tabelul 11. Repartiția maselor
Table 11. Weight distribution

Airframe weight (empty)	5 kg
Engine weight	1.1 kg
Gas weight / equipments	1 / 1 kg
Total weight	8.2 kg

Performanțe aerodinamice

Viteza minimă (V_{min}) a vectorului aerian este viteza la coeficientul maxim de portanță ($C_{z\ max}$), adică:

$$V_{min} = \sqrt{2 \frac{G}{\rho \cdot C_{z\ max} \cdot S}}, \tag{1}$$

unde G – greutatea; S – suprafața portantă a aripii; ρ – densitatea aerului; V_{min} – viteza minimă; $C_{z\ max}$ – coeficientul maxim de portanță.

Diagrama de manevră

Diagrama de manevră din fig. 21 este calculată și generată cu *Dacorp AAA 2.5* [12] pentru o altitudine de zbor de 1000 m și caracteristicile geometrice și masice din figura 3 și tabelele 5 și 11.

Aerodynamic performances

Minimum speed (V_{min}) of air vector is the speed at a maximum lift coefficient ($C_{z\ max}$), that is:

where G – weight; S – surface of the wing; ρ – density of air; V_{min} - minimum speed; $C_{z\ max}$ – the maximum lift coefficient.

Maneuvering diagram

Maneuvering diagram as in Figure 21 is calculated and generated by *AAA Dacorp 2.5* [12] for a flight altitude of 1000 m and geometric and weight characteristics as in Figure 3 and Tables 5 and 11.

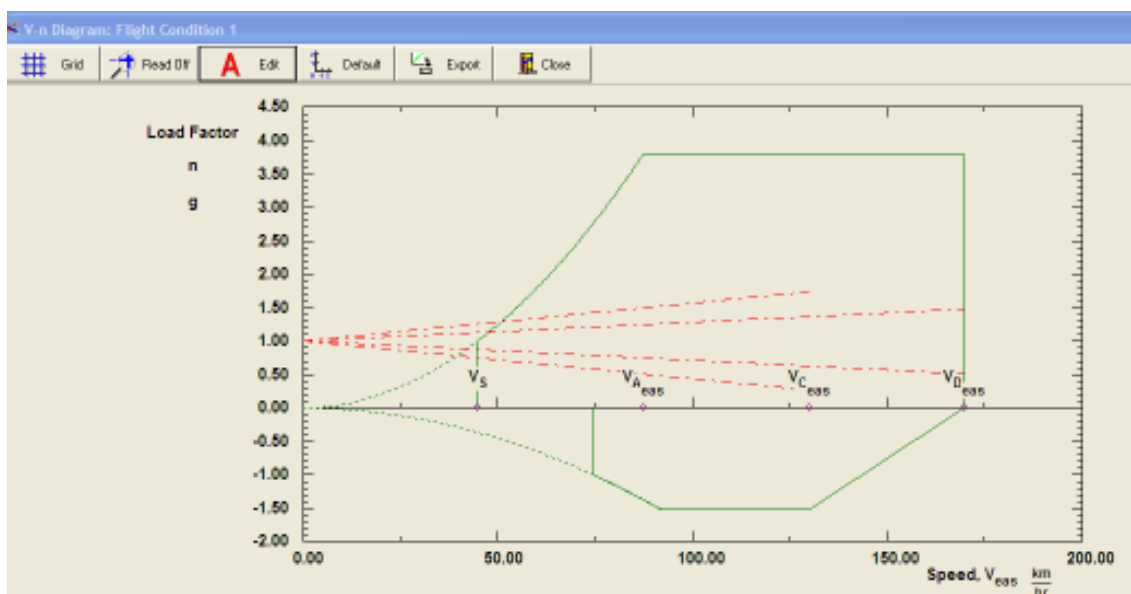


Figura 21. Diagrama de manevră
Figure 21. Maneuver diagram

Tabelul 12. Caracteristicile și performanțele vectorului aerian
Table 12. Characteristics and performances of the aerial vector

Span / Length / Height	2650 / 1750 / 620 mm
Minimum / Cruising / Maximum speed	50 / 120 / 170 km/h
Maximum ceiling	3000 m
Maximum lift coefficient ($C_{z\ max}$)	1.2
Range	15 km
Autonomy	20 min

Puterea minimă, puterea disponibilă

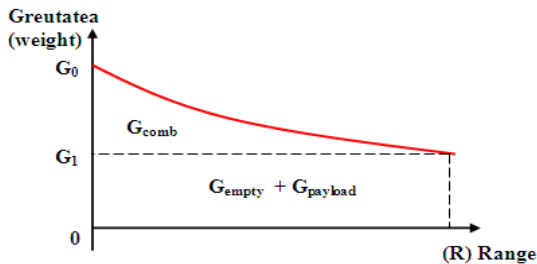
$$P_{\min} = F_{x \min} \cdot V_{p \min}, \quad V_{p \min} = \sqrt{2 \frac{\frac{G}{S}}{\rho C_{zp \min}}}, \quad (2)$$

unde P_{\min} – puterea minimă; $F_{x \min}$ – rezistența la înaintare la putere minimă; $V_{p \min}$ – viteza la puterea minimă, $C_{zp \min}$ – coeficientul de portanță la puterea minimă.

Raza de acțiune este distanța totală parcursă în zbor de la decolare la punctul de aterizare. Este limitată de cantitatea de combustibil (fig. 22) și este maximă când raportul C_z / C_x este maxim. Se calculează după relația (3) [13]:

$$R = \left(\frac{\eta}{c} \right) \cdot \left(\frac{C_z}{C_x} \right) \ln \left(\frac{G_0}{G_1} \right), \quad (3)$$

unde R – raza de acțiune; c – consumul specific de combustibil; η – eficiența elicei; C_z, C_x – coeficienții de portanță și de rezistență la înaintare; G_0, G_1 – masele la decolare și aterizare.



Minimum power, available power

where P_{\min} – minimum power; $F_{x \min}$ – drag at minimum power; $V_{p \min}$ – the minimum power speed; $C_{zp \min}$ – lift coefficient at minimum power.

Range is the total distance flown from takeoff to landing point. Is limited by the maximum amount of fuel (fig.22) and the ratio C_z / C_x is maximum. It is calculated by equation (3) [13]:

where R – range, c – specific fuel consumption; η – efficiency of the propeller; C_z, C_x – coefficients of lift and drag; G_0, G_1 – the takeoff and landing weight.

Figura 22. Variația consumului funcție de raza de acțiune
Figure 22. Variation of fuel consumption depending on the range

5. Concluzii

Performanțele globale ale unui vector aerian depind în mod direct de conceptul aerodinamic abordat, echipamentele de la bord și de modul de exploatare de către operatorul uman de la sol.

Miniaturizarea și fiabilitatea echipamentelor electronice și performanțele crescute ale sistemelor de propulsie actuale definesc în mare măsură performanțele de zbor ale UAV cu influență directă asupra misiunilor desfășurate în zonele de interes. Pentru optimizarea performanțelor de zbor sunt necesare concepte și tehnologii de manufacturare și testare ale UAV pentru maximizarea performanțelor echipamentelor utilizate și minimizarea timpilor și a costurilor de producție.

Performanțele și caracteristicile tehnico-tactice ale sistemelor aeriene pot afecta în mod direct calitatea misiunii cu influențe majore asupra capacității de achiziție, diseminare și decizie privind datele din zona de interes.

5. Conclusions

Overall performances of an aerial vector directly depend on the aerodynamic concept approached, equipments on board and operating mode of the human operator on the ground.

Miniaturization and reliability of electronic equipment and high performance of current propulsion systems largely define the UAV flight performances with direct influence on missions conducted in the areas of interest. Optimization of flight performances requires concepts and technologies of manufacturing and UAVs testing, so as to ensure performance maximization and time and costs minimization.

Performances and technical and tactical and characteristics of the systems can directly affect air mission quality with major influence on the ability of the acquisition, dissemination and decision-making regarding data from the area of interest.

Metodele de achiziție și analiză a datelor privind caracteristicile și performanțele de zbor cu ajutorul senzorilor ambarcați duc la o eficientizare a cercetărilor și minimizarea timpilor de analiză a comportamentului la sol și în zbor ale mașinilor aeriene nepilotate.

Methods of acquisition and data analysis of flight characteristics and performance with help of onboard sensors lead to a more efficient research and minimize time of analysis of on the ground and in flight behavior of machines drones

Acknowledgment

The authors wish to thank the Transilvania University of Brașov and "Henri Coandă" Air Force Academy of Brașov for supporting the research necessary for writing this article.

References

1. *** (2011) *Unmanned aircraft systems: The Global Perspective*. UAS Yearbook, ISSN 1967-1709, Blyenburgh & Co. Available at www.uvs-info.com
2. Zlate, M. (2007) *Tratat de psihologie organizațional-decizională (Treaty of Organizational-Decision Psychology)*. Vol II. Polirom, București (in Romanian)
3. Jenkinson, L.R., Marchman III, J.F. (2003) *Aircraft design projects for engineering students*. Elsevier Science, Oxford, ISBN 0-7506-5772-3
4. <http://www.worldofkrauss.com/foils/1103.htm>
5. <http://www.profil2.com/eng/default.htm>
6. *** (2011) *Guidelines for XFLR5*. v6.03
7. *** *FY-30A Flight Stabilization System, installation & operation manual*. GuiLin FeiYu Electronic Technology Co., Ltd.
8. <http://www.futaba-rc.com>. Instruction manual for Futaba 6 EXAP, 6-channel, PCM / PPM (FM) selectable Radio control system for aircraft
9. <http://www.eagletreesystems.com>. Data Sheet for the USB Flight Data Recorder2 *Patent Pending Document* Version 1.0, Model FDR-02
10. <http://www.cem-hh.com/en/p72.html>
11. http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/_472_172_Telemetry_FPV-Video_Recorders.html
12. *** (2004) *Advanced Aircraft Analysis User's Manual*. Version 2.5
13. Russell, G.B. (2003) *Performance and stability of aircraft*. Centre for Aeronautics City University London, ISBN 0-340-63170-8

Lucrare primită în iunie 2012

Received in June 2012