



Universitatea
Transilvania
din Braşov

ŞCOALA DOCTORALĂ INTERDISCIPLINARĂ

Facultatea: FACULTATEA DE INGINERIE TEHNOLOGICĂ ŞI MANAGEMENT
INDUSTRIAL

Drd. Pop Sebastian

TITLU (română): CONCEPTIA, INTEGRAREA ŞI TESTAREA
SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOŢI AERIENI
MINIATURIZAŢI

TITLU (engleză): DESIGN, INTEGRATION AND TESTING OF RECOVERY
SYSTEMS FOR MINIATURED AIRCRAFT ROBOTS

REZUMAT/ABSTRACT

Conducător ştiinţific

Prof.univ.dr.ing.ec. Mircea BOŞCOIANU

BRAŞOV, 2020

Pagină goală

D-lui (D-nei)

COMPONENTA

Comisiei de doctorat

Numită prin ordinul Rectorului Universității Transilvania din Brașov
Nr. din

Comisia de analiză a tezei:

Președinte: Prof.Univ.dr.ing. Gheorghe OANCEA

Conducător științific: Prof.univ.dr.ing. Mircea BOȘCOIANU

Referenți: Prof.univ.dr.ing. Sorin Eugen ZAHARIA

Prof.dr.ing. Luigi VLĂDĂREANU

Prof.univ.dr.ing. Adrian PÎSLĂ

Data, ora și locul susținerii publice a tezei de doctorat: **CONCEȚIA,
INTEGRAREA ȘI TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOȚI
AERIENI MINIATURIZAȚI**, ora, sala

Eventualele aprecieri sau observații asupra conținutului lucrării vor fi transmise electronic, în timp util, pe adresa pop.sebastian@unitbv.ro

Totodată, vă invităm să luați parte la ședința publică de susținere a tezei de doctorat.

Vă mulțumim.

Pagină goală

CUPRINS

	Pag. teză	Pag. rezumat
LISTA FIGURILOR	8	12
LISTA TABELELOR	11	15
LISTA CU ABREVIERI SI SIMBOLURI	14	18
INTRODUCERE	16	20
Capitolul 1 UNELE PERFORMANTE REALIZATE IN DOMENIUL CERCETĂRILOR PRIVIND CONCEPȚIA, INTEGRAREA ȘI TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOȚI AERIE NI MINIATURIZAȚI	22	26
1.1. Reglementări legislative din domeniul aviației civile privind vehiculele aeriene fără pilot	22	26
1.2. Riscuri generate de întrebuințarea în spațiul aerian a roboților aeri ni miniaturizați. Impactul asupra managementului spațiului aerian	25	27
1.2.1. Coliziunea cu o aeronavă cu personal uman la bord	26	27
1.2.2. Impactul cu bunuri și persoane aflate la sol	28	28
1.2.3 Posibilitatea realizării de acțiuni teroriste	28	29
1.2.4 Utilizarea în transportul de materiale ilicite și de contrabandă	29	-
1.3. Sisteme de recuperare pentru roboți aeri ni miniaturizați. Scurt istoric.	29	29
1.3.1 Scurt istoric cu privire la apariția și evoluția sistemelor de recuperare pentru roboți aeri ni miniaturizați. Tendințe de evoluție pe plan internaționa	29	29
1.3.2. Definirea conceptelor, salvare, recuperare, capturare în contextul noilor reglementări europene	33	32
1.4. Descrierea sistemelor de recuperare pentru roboti aeri ni miniaturizați si unele performanțe tehnice	35	33
1.4.1 Sisteme de recuperare terestre	36	34
1.4.2. Sisteme de recuperare aeriene	40	36
1.5. Preocupări existente pe plan național în domeniul perfecționării sistemelor aeriene robotizate miniaturizate	42	-
1.6. Concluzii	43	38
Capitolul 2 MANAGEMENTUL INTEGRĂRII SI TESTĂRII SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOTI AERIE NI MINIATURIZAȚI	44	40

2.1. Cerințele ce trebuie îndeplinite de către sistemele de recuperare pentru roboții aeri miniaturizați	44	40
2.1.1 Cerințe generale	44	41
2.1.2 Criterii particulare	45	41
2.2. Condiții de selectare, instalare și utilizare a sistemului de recuperare în vectorul purtător	46	42
2.2.1. Condiții de selectare a voalurii	46	42
2.2.2 Condiții de selec tare a suspantelor	48	43
2.2.3 Condiții de instalare și utilizare a sistemului de recuperare	48	44
2.3. Implementarea și testarea sistemului de recuperare în vectorul purtător	52	47
2.3.1 Simularea numerică de tip CFD	52	47
2.3.2 Testarea în condiții 2D	53	47
2.3.3 Testarea în condiții 3D	53	47
2.4. Optimizarea sistemului de recuperare prin metoda Analytical Hierarchical Process (AHP)	54	48
2.5. Modelul matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboți aeri miniaturizați	59	48
2.6. Concluzii	67	51
Capitolul 3 CONCEPȚIA SIMULĂRII NUMERICE PENTRU SISTEMELE DE RECUPERARE PENTRU ROBOTII ARIENI MINIATURIZAȚI	68	52
3.1. Elementele de bază ale concepției de simulare a integrării și testării sistemelor de recuperare pentru roboți aeri miniaturizați	68	52
3.2. Determinarea parametrilor funcționali și constructivi pentru sistemele de recuperare	70	53
3.2.1 Determinarea parametrilor funcționali	70	53
3.2.2. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta sferică	72	54
3.2.3. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta cruciformă	76	55
3.2.4. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta extractoare	79	57
3.3. Simularea numerica a parametrilor constructivi pentru sistemul de recuperare după etapa de deschidere	80	58
3.4. Modelarea CFD a parametrilor sistemelor de recuperare după etapa de deschidere	80	60
3.4.1 Viteza fileului aer în contact cu suprafața parașutelor	85	60

3.4.2 Intensitatea turbulenței generată de voalurile parașutelor sferice și cruciforme	89	62
3.4.3. Lungimea turbulenței generate de voalurile parașutelor sferice și cruciforme	92	-
3.4.4. Presiunea dinamică generată asupra suprafeței voalurilor parașutelor sferice și cruciforme	94	-
3.5. Concluzii	99	64
Capitolul 4 CERCETĂRI EXPERIMENTALE AVANSATE PRIVIND INTEGRAREA ȘI TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOȚI AERIENI MINIATURIZAȚI	100	66
4.1 Etape, echipamente și date cuprinse în managementul cercetării experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați	100	66
4.2 Arhitecturi fizice și funcționale ale sistemelor de testare a sistemelor de recuperare	102	66
4.2.1. Sistemului ejector și electronica aferentă	102	67
4.2.1.1. Ejectorul cu largare verticală	102	67
4.2.1.2. Ejectorul cu largare laterală:	105	68
4.2.2. Construcția sistemului de prelevare a datelor în sistem 2D	107	69
4.2.3 Construcția sistemului de măsurare a forței de deschidere în sistem 3D.	108	70
4.3. Prelevarea și analiza datelor. Testarea modelului experimental	113	72
4.3.1 Prelevarea și analiza datelor în condiții 2D	113	72
4.3.1.1 Colectarea, achiziția și analiza datelor în condițiile largării fără sac de pliere	113	72
4.3.1.3 Colectarea și analiza datelor în condițiile largării cu sac de pliere:	118	75
4.3.2 Prelevarea și analiza datelor în condițiile dinamice 3D	123	78
4.3.2.1 Sincronizarea imaginilor cu datele furnizate de senzori	124	78
4.3.2.2 Analiza comparativă a datelor achiziționate la vitezele de 11, 14, 17, 20, 23m/s	140	94
4.4 Operaționalizarea modelului matematic de calcul al parametrilor de stare a sistemului de recuperare printr-un program informatizat în scopul optimizării deciziei.	148	98
4.5 Managementul resurselor utilizate în cercetările experimentale	152	-
4.5.1. Materiale, semifabricate, consumabile	152	-
4.5.2. Scule și dispozitive	152	-

4.6 Concluzii	152	100
CAPITOLUL 5. CONCLUZII FINALE, CONTRIBUȚII PERSONALE, DIRECȚII VIITOARE DE CERCETARE ȘI DISEMINAREA REZULTATELOR	154	102
5.1. Concluzii finale	154	102
5.1.1. Concluzii cu caracter teoretic	154	102
5.1.2. Concluzii cu caracter experimental	155	103
5.2. Contribuții personale	156	104
5.2.1. Contribuții cu caracter teoretic	156	104
5.2.2. Contribuții cu caracter experimental	157	105
5.3. Direcții viitoare de cercetare	157	105
5.4. Diseminarea rezultatelor	158	106
BIBLIOGRAFIE	160	108
ANEXE	178	-
Anexa 3.1	182	-
Anexa 3.2	184	-
Anexa 4.1	186	-
Anexa 4.2.	192	-
Anexa 4.3	198	-
Anexa 4.4	204	-
LISTA PUBLICAȚIILOR	210	-
SCURT REZUMAT	216	126

CONTENT

	Pag. teză	Pag. rezumat
LIST of FIGURES	8	12
TABLE LIST	11	15
LIST OF ABBREVIATIONS AND SYMBOLS	14	-
INTRODUCTION	16	26
CHAPTER 1 PERFORMANCES PERFORMED IN RESEARCH ON THE DESIGN, INTEGRATION AND TESTING OF RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIR ROBOTS	22	26
1.1. LEGISLATIVE REGULATIONS IN THE FIELD OF CIVIL AVIATION REGARDING PILOT-AIRCRAFT VEHICLES	22	26
1.2. RISKS GENERATED BY THE USE IN MINIATURIZED AIRCRAFT IN AIR SPACE. IMPACT ON AIR SPACE MANAGEMENT	25	27
1.2.1. Collision with an aircraft with human personnel on board	26	27
1.2.2. Impact with goods and persons on the ground	28	28
1.2.3 Possibility of carrying out terrorist acts	28	29
1.2.4 Use in the transport of illicit and smuggled materials	29	-
1.3. RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIRCRAFT. SHORT HISTORY.	29	29
1.3.1 Brief history of the emergence and evolution of recovery systems for miniaturized aerial robots. Evolutionary trends internationally	29	29
1.3.2. Defining concepts, rescue, recovery, capture in the context of new European regulations.	33	32
1.4. DESCRIPTION OF RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIR ROBOTS AND SOME TECHNICAL PERFORMANCES	35	33
1.4.1 Terrestrial recovery systems	36	34
1.4.2. Air recovery systems	40	36
1.5. EXISTING CONCERNS AT THE NATIONAL LEVEL IN THE FIELD OF IMPROVING MINIATURIZED ROBOTIC AIR SYSTEMS	42	-
1.6. CONCLUSIONS	43	38
CHAPTER 2 MANAGEMENT OF INTEGRATION AND TESTING OF RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIR ROBOTS	44	40
2.1. REQUIREMENTS TO BE MET BY RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIRCRAFT	44	40
2.1.1 General requirements	44	41
2.1.2 Particular criteria	45	41

2.2. CONDITIONS FOR SELECTING, INSTALLING AND USING THE CARRIER IN THE CARRIER SYSTEM	46	42
2.2.1. The selection conditions of the canopy	46	42
2.2.2 The selection conditions of the suspension lines	48	43
2.2.3 Conditions of use of the system installation and recovery	48	44
2.3. IMPLEMENTATION AND TESTING OF THE CARRIER VECTOR RECOVERY SYSTEM	52	47
2.3.1 CFD numerical simulation	52	47
2.3.2 Testing in 2D conditions	53	47
2.3.3 Testing in 3D conditions	53	47
2.4. OPTIMIZATION OF THE RECOVERY SYSTEM BY THE HIERARCHICAL PROCESS ANALYTICAL METHOD (AHP)	54	48
2.5. MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING THE RECOVERY SYSTEM PARAMETERS FOR MINIATURED AIRCRAFT ROBOTS	59	48
2.6. CONCLUSIONS	67	51
CHAPTER 3 DESIGN OF DIGITAL SIMULATION FOR RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURIZED AIR ROBOTS	68	52
3.1. Basic elements of the simulation design of integration and testing of recovery systems for miniaturized aerial robots	68	52
3.2. Determination of functional and constructive parameters for recovery systems	70	53
3.2.1. Determination of functional parameters	70	53
3.2.2. Determination of the constructive parameters for the spherical parachute	72	54
3.2.3. Determination of the constructive parameters for the cruciform parachute	76	55
3.2.4. Determination of construction parameters for parachute extractors	79	57
3.3. Numerical simulation of the constructive parameters for the recovery system after the opening stage	80	58
3.4. CFD modeling of recovery system parameters after the opening stage	80	60
3.4.1 The speed of the air net in contact with the surface of the parachute	85	60
3.4.2 The intensity of the turbulence generated by the veils of the spherical and cruciform parachutes	89	62
3.4.3. The length of the turbulence generated by the veils of the spherical and cruciform parachutes	92	-

3.4.4. The dynamic pressure generated on the surface of the spherical and cruciform parachute veils	94	-
3.5. CONCLUSIONS	99	64
CHAPTER 4 ADVANCED EXPERIMENTAL RESEARCH ON THE INTEGRATION AND TESTING OF RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURIZED AIRCRAFT ROBOTS	100	66
4.1 STEPS, EQUIPMENT AND DATA COVERED IN THE MANAGEMENT OF ADVANCED EXPERIMENTAL RESEARCH REGARDING THE INTEGRATION AND TESTING OF RECOVERY SYSTEMS FOR MINIATURED AIRCRAFT	100	66
4.2 PHYSICAL AND FUNCTIONAL ARCHITECTS OF RECOVERY SYSTEMS TESTING SYSTEMS	102	66
4.2.1. Ejector system and related electronics	102	67
4.2.1.1. Vertical release ejector	102	67
4.2.1.2. Side release ejector	105	68
4.2.2. Construction of the 2D data collection system	107	69
4.2.3 Construction of the opening force measurement system in 3D system	108	70
4.3. DATA COLLECTION AND ANALYSIS. TESTING THE EXPERIMENTAL MODEL	113	72
4.3.1 Data collection and analysis in 2D conditions	113	72
4.3.1.1 Data collection, acquisition and analysis in the conditions of release without a folding bag	113	72
4.3.1.3 Data collection, acquisition and analysis in the conditions of release with a folding bag	118	75
4.3.2 Data collection and analysis in 3D conditions	123	78
4.3.2.1 Synchronization of images with data provided by sensors	124	78
4.3.2.2 Comparative analysis of data acquired at speeds of 11, 14, 17, 20, 23m/s	140	94
4.4 OPERATIONALIZATION OF THE MATHEMATICAL MODEL FOR CALCULATING THE STATUS PARAMETERS OF THE RECOVERY SYSTEM THROUGH A COMPUTERIZED PROGRAM FOR THE PURPOSE OF OPTIMIZING THE DECISION.	148	98
4.5 MANAGEMENT OF RESOURCES USED IN EXPERIMENTAL RESEARCH	152	-
4.5.1. Materials, semi-finished products, consumables	152	-
4.5.2. Tools and devices	152	-
4.6 CONCLUSIONS	152	100
CHAPTER 5. FINAL CONCLUSIONS, PERSONAL CONTRIBUTIONS, FUTURE RESEARCH DIRECTIONS AND DISSEMINATION OF RESULTS	154	102

5.1. FINAL CONCLUSIONS	154	102
5.1.1. Theoretical conclusions	154	102
5.1.2. Experimental conclusions	155	103
5.2. PERSONAL CONTRIBUTIONS	156	104
5.2.1. Theoretical contributions	156	104
5.2.2. Experimental contributions	157	105
5.3. FUTURE RESEARCH DIRECTIONS	157	105
5.4. DISSEMINATION OF RESULTS	158	106
BIBLIOGRAPHY	160	108
ANNEXES	178	-
ANNEX 3.1	182	-
ANNEX 3.2	184	-
ANNEX 4.1	186	-
ANNEX 4.2	192	-
ANNEX 4.3	198	-
ANNEX 4.4	204	-
LIST OF PUBLISHED WORKS	210	-
ABSTRACT	216	126

LISTA FIGURILOR

FIGURA 1 SCHEMA LEGISLATIVĂ PRIVIND OPERAREA UAV-URILOR ÎN SPAȚIUL AERIAN NAȚIONAL	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.
FIGURA 2 RISCURILE GENERATE DE ÎNTREBUINȚAREA ROBOȚILOR AERIENI MINIATURIZAȚI ÎN SPAȚIUL AERIAN	-
FIGURA 3 RECUPERAREA RP-71	29
FIGURA 4 RECUPERAREA MODULELOR KH	30
FIGURA 5 RECUPERAREA CU PLASĂ DE ARESTARE	30
FIGURA 6 ATERIZAREA DEEPSTALL DESCRISĂ ÎN PATENTUL US 2016/0163206A1	30
FIGURA 7 RECUPERAREA CU CABLU DE ARESTARE.	31
FIGURA 8 MODELUL VTOL FIREFLY	-
FIGURA 9 SISTEMUL DE RECUPERARE SKYWALL	31
FIGURA 10 SISTEMUL ANTIDRONĂ DRONESHIELD	32
FIGURA 11 SISTEMUL DE RECUPERARE CU PARAȘUTĂ ARIPĂ	-
FIGURA 12 INFOGRAFIC – ASIGURAREA SIGURANȚEI DRONELOR	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.-
FIGURA 13 DESCRIEREA CONCEPTULUI DE RECUPERARE	32
FIGURA 14 CLASIFICARE SISTEME DE RECUPERARE	33
FIGURA 15 RECUPERAREA TERESTRĂ CU PLASĂ DE ARESTARE	34
FIGURA 16 SISTEME DE RECUPERARE TERESTRE CU CABLU VERTICAL	35
FIGURA 17 SISTEM DE RECUPERARE TERESTRĂ CU CABLU DE ARESTARE ORIZONTAL	35
FIGURA 18 SISTEME DE RECUPERARE TERESTRĂ RADIO-ELECTRONICE	36
FIGURA 19 SISTEME DE RECUPERARE AERIENE CU PARAȘUTĂ	37
FIGURA 20 SISTEME DE RECUPERARE CU AIRBAG	37
FIGURA 21 ARHITECTURA UNUI ROBOT AERIAN MINIATURIZAT	40
FIGURA 22 VEDERE DE ANSAMBLU A SISTEMULUI DE RECUPERARE	42
FIGURA 23 PRIORITATEA ÎN ETAPELE DE DESCHIDERE	45
FIGURA 24 EJECTAREA NECONTROLATĂ	45
FIGURA 25 EJECTAREA SEMICONTROLATĂ	45
FIGURA 26 EJECTAREA CONTROLATĂ	46
FIGURA 27 EJECTAREA PIROTEHNICĂ	46
FIGURA 28 SUCCESIUNEA ETAPELOR DE TESTARE	47
FIGURA 29 SIMULAREA NUMERICĂ DE TIP CFD	-

FIGURA 30 GRAFICUL FORȚĂ-TIMP ÎN FUNCȚIE DE METODA DE TESTARE	-
FIGURA 31 ETAPELE DE CALCUL	-
FIGURA 32 DISTANȚA DE DESCHIDERE	49
FIGURA 33 DETERMINAREA SUPRAFEȚEI ROBOTULUI AERIAN MINIATURIZAT	50
FIGURA 34 DISTANȚA MINIMĂ DE EJECTARE	50
FIGURA 35 CONCEPTUL DE MANAGEMENT AL ETAPELOR DE SIMULARE	53
FIGURA 36 GEOMETRIA PARAȘUTEI SFERICE	54
FIGURA 37 MODELUL 3D AL PARAȘUTEI SFERICE DE TEST	55
FIGURA 38 MODELUL CONFEȚIONAT AL PARAȘUTEI SFERICE DE TEST	55
FIGURA 39 BAZA DE CALCUL PENTRU GEOMETRIA PARAȘUTEI CRUCIFORME	56
FIGURA 40 MODELUL 3D AL PARAȘUTEI SFERICE DE TEST	57
FIGURA 41 MODELUL CONFEȚIONAT AL PARAȘUTEI CRUCIFORME DE TEST	57
FIGURA 42 MODELUL 3D AL PARAȘUTEI EXTRACTOARE DE TEST	58
FIGURA 43 MODELUL CONFEȚIONAT AL PARAȘUTEI EXTRACTOARE DE TEST	-
FIGURA 44 DIFERENȚA ÎNTRE AMSL ȘI AGL	-
FIGURA 45 GRAFICUL PRIVIND VARIAȚIA VITEZEI DE RECUPERARE ÎN RAPORT CU ALTITUDINEA DE DESCHIDERE	-
FIGURA 46 GRAFICUL VARIAȚIEI TIMPULUI DE DESCHIDERE ÎN RAPORT CU ALTITUDINEA	-
FIGURA 47 ZONELE CRITICE LA LANSARE ÎN FUNCȚIE DE ALTITUDINE	-
FIGURA 48 VARIAȚIA FILEULUI DE AER LA DESPRINDERE	-
FIGURA 49 VARIAȚIA FILEULUI DE AER ÎN ZONA DE DEPRESIUNE MAXIMĂ	-
FIGURA 50 VARIAȚIA INTENSITĂȚII TURBULENȚEI GENERATĂ DE PARAȘUTA SFERICĂ ȘI CRUCIFORMĂ	-
FIGURA 51 VARIAȚIA PRESIUNII DINAMICE MAXIME	-
FIGURA 52 VARIAȚIA PRESIUNII DINAMICE MINIME	-
FIGURA 53 ORGANIZAREA TESTELOR ÎN CONDIȚII 2D ȘI 3D	-
FIGURA 54 SISTEMUL EJECTOR	67
FIGURA 55 SECVENȚA DE ACȚIONARE A SISTEMULUI DE EJECTARE CU LARGARE VERTICALĂ	-
FIGURA 56 SISTEMUL PROPRIU DE EJECTARE REALIZAT PT TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE	68
FIGURA 57 SISTEM DE EJECTARE LATERALĂ	68
FIGURA 58 SISTEM DE EJECTARE LATERALĂ	69
FIGURA 59 SECVENȚA DE ACȚIONARE A SISTEMULUI DE EJECTARE CU LARGARE LATERALĂ	-

FIGURA 60 SCHEMA DE ORGANIZARE A BANCULUI DE TESTARE PENTRU PRELEVAREA DE DATE ÎN CONDIȚII 2D	69
FIGURA 61 CONFIGURAȚIA FIZICĂ PENTRU SISTEMUL DE PRELEVARE A DATELOR IN SISTEM 2D	70
FIGURA 62 MODUL ACHIZIȚIE DATE	71
FIGURA 63 CAPTURA DIN LOG-UL DE ACHIZIȚIE A ADATELOR	-
FIGURA 64 VEDERE LATERALA PLATFORMĂ MOBILĂ	71
FIGURA 65 VEDERE DE SUS PLATFORMĂ MOBILĂ	-
FIGURA 66 ISONOMETRIE PLATFORMĂ MOBILĂ	-
FIGURA 67 INSTALAREA STÂLPULUI PORTSENZOR PE AUTOVEHICUL	71
FIGURA 68 INSTALAREA CAMEREI DE FILMARE ULTRARAPIDĂ	72
FIGURA 69 STÂLPUL PORTSENZOR ȘI CABLUL TRACTOR AVARIATE DUPĂ LANSAREA LA VITEZA DE 23M/S A PARAȘUTEI SFERICE CU SAC DE PLIERE ȘI PARAȘUTĂ EXTRACTOARE.	-
FIGURA 70 PRINTSCREEN CU LINIILE DE COD DIN PROGRAMUL RAM-REC.	98
FIGURA 71 ORGANIZAREA INTERFEȚEI PROGRAMULUI INFORMATIZAT RAM-REC	99
FIGURA 72 VIZUALIZAREA FERESTREI CÂMPULUI DESPRE	-
FIGURA 73 GENERARE REZULTATE ÎN FEREASTRA RAPORT REZULTATE	-

LISTA TABELELOR

TABELUL 1 CARACTERISTICI ALE MATERIALELOR UTILIZATE LA REALIZAREA VOALURILOR	43
TABELUL 2 COMPARAREA CRITERIILOR DE ANALIZĂ.....	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.
TABELUL 3 PARAMETRII DE ANALIZĂ A CONFIGURAILOR AERODINAMICE	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.
TABELUL 4 VALOARE COEFICIENT Z.....	-
TABELUL 5 CAZURI PENTRU VITEZA CRITICĂ DE DESCHIDERE	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.
TABELUL 6 PARAMETRII FUNCȚIONALI PENTRU CALCULUL SISTEMELOR DE RECUPERARE	53
TABELUL 7 PARAMETRII CONSTRUCTIVI ANEXA 3.1 ȘI ANEXA 3.2	53
TABELUL 8 PARAMETRII CONSTRUCTIVI PENTRU PARAȘUTELE SFERICE ȘI CRUCIFORME	53
TABELUL 9 PARAMETRII DETERMINAȚI PENTRU PARAȘUTA SFERICĂ.....	55
TABELUL 10 PARAMETRII DETERMINAȚI PENTRU PARAȘUTA CRUCIFORMĂ:.....	56
TABELUL 11 PARAMETRII DETERMINAȚI PENTRU PARAȘUTA CRUCIFORMĂ.....	57
TABELUL 12 VARIAȚIA VITEZEI DE RECUPERARE ÎN FUNCȚIE DE ALTITUDINE ȘI MASA DE RECUPERAT	59
TABELUL 13 VARIAȚIA TIMPULUI DE DESCHIDERE ÎN FUNCȚIE DE ALTITUDINE ȘI MASA DE RECUPERAT	59
TABELUL 14 VALOAREA FORȚEI EXERCITATE ASUPRA PARAȘUTELOR...	ERROR! BOOKMARK NOT DEFINED.
TABELUL 15 CODIFICAREA TESTELOR.....	72
TABELUL 16 ETAPE ÎN PROCESUL DE DESCHIDERE PENTRU ELV-FP	72
TABELUL 17 ETAPE ÎN PROCESUL DE DESCHIDERE PENTRU ELL-FP	73
TABELUL 18 ETAPE ÎN PROCESUL DE DESCHIDERE PENTRU ELV-SPE.....	75
TABELUL 19 ETAPE ÎN PROCESUL DE DESCHIDERE PENTRU LLV-SPE	76
TABELUL 20 LANSARE PARAȘUTA SFERICĂ FĂRĂ SAC DE PLIERE	80
TABELUL 21 DATE PRIVIND MEDIA LANSĂRILOR PENTRU PARAȘUTA SFERICĂ FĂRĂ SAC DE PLIERE.....	83
TABELUL 22 LANSARE PARAȘUTA SFERICĂ CU SAC DE PLIERE	84
TABELUL 23 DATE PRIVIND MEDIA LANSĂRILOR PENTRU PARAȘUTA SFERICĂ CU SAC DE PLIERE.....	87
TABELUL 24 LANSARE PARAȘUTA CRUCIFORMĂ FĂRĂ SAC DE PLIERE.....	88
TABELUL 25 DATE PRIVIND MEDIA LANSĂRILOR PENTRU PARAȘUTA CRUCIFORMĂ FĂRĂ SAC DE PLIERE	90
TABELUL 26 LANSARE PARAȘUTA CRUCIFORMĂ CU SAC DE PLIERE	91

TABELUL 27 DATE PRIVIND MEDIA LANȘĂRILOR PENTRU PARAȘUTA CRUCIFORMĂ CU SAC DE PLIERE.....	93
---	----

Pagină goală

LISTA CU ABREVIERI SI SIMBOLURI

Simbol	Definiție	Unitate de măsură
t_c	Rezistența maximă a materialului	
F_0	Forța maximă la deschidere	N
F_s	Forța șocului la deschidere	N
S_0	Suprafața nominală voalură	mp
S_c	Suprafața construită voalură	mp
D_0	Diametru nominal parașută	m
D_c	Diametrul construit al parașutei	m
D_p	Diametrul parașutei deschise	m
D_B	Suprafața robotului aerian miniaturizat "umbrit" de parașută	m
S_f	Distanța de deschidere	m
t_f	Timpul de deschidere	s
L	Distanța minimă de ejectare	m
J	Rata de avans pentru parașute rotative	
η	Randamentul voalurii	m^2/kg
p, N	Numărul de panouri	buc
h_s	Înălțime panou parașută	m
e_s	Lățime panou	m
l_e	Lungimea suspantelor	m
h_p	Înălțimea voalurii deschise	m
DS	Factorul de siguranță în designul parașutei	m
LS	Limita de siguranță	
W_T	Greutatea totală robot aerian cu sistem de recuperare	kg
W_p	Greutatea recuperator (voalură, suspante)	kg
w	Coeficient de formă al parașutei	
m	Masa	kg
g	Accelerația gravitațională	m/s^2
V	Viteza	m/s
ρ	Densitatea atmosferică	Kg/m^3
C_D	Coeficientul de rezistență la înaintare a voalurii	
C_i	Coeficientul forței de deschidere	
α	Unghiul de incidență al parașutei	°
n	Constanta de umplere a voalurii pentru o geometrie specifică	
AMSL	Altitudinea măsurată față de nivelul mării	m
AGL	Altitudinea măsurată față de locul de decolare	m

Pagină goală

INTRODUCERE

Motivarea alegerii temei de cercetare

Conflictele de tip asimetric concepute, declanșate și gestionate în spațiul aerian al planetei, au drept autori, atât entități statele cât și actori nestatali. În ultimul deceniu s-au intensificat cercetările în domeniul conceperii, realizării și utilizării mijloacelor aeriene fără pilot la bord ("Unmanned Aircraft System-UAS").

Cercetările în acest domeniu au fost orientate spre fabricarea unor aparate de zbor, fără pilot, ce au caracteristici tehnice extrem de sofisticate, capabile să îndeplinească misiuni de mare importanță și complexitate. Aceste tipuri de mijloace aeriene (drone sau roboți aerieni) includ aeronave de dimensiuni mici precum și unele de dimensiuni mari și foarte mari. Rolul și importanța misiunilor acestora, costurile ridicate ale construcției, întrebuințării, întreținerii le fac extrem de prețioase fapt pentru care, unele eforturi de cercetare, în domeniu, sunt orientate atât spre contracararea sistemelor de aeronave ostile cât și spre operațiuni și sisteme de recuperare a acestora. În acest context, conceperea unor sisteme tehnice de recuperare a roboților aerieni miniaturizați a intrat în atenția cercetătorilor în domeniu, un subiect care mă preocupă de peste un deceniu și în care am investit resurse importante. Ideea de implementare în vectorul purtător (drona aeriană) a unei componente tehnice de recuperare am considerat-o extrem de utilă, din perspectiva atenuării riscurilor de distrugere și implicit, reducerea costurilor. Conceperea, integrarea și testarea unui sistem de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați și implementarea în construcția acestora constituie una din tendințele de cercetare în domeniu ce influențează direct performanțele sistemelor aeriene nepilotate.

De asemenea, aceste componente de recuperare, pot crește siguranța informațiilor culese din spațiul de conflict aerian și utilizarea acestora, cu randament sporit, în scenariile previzionate. Preocupările subsemnatului în domeniul salvării, recuperării și capturării roboților aerieni miniaturizați survin din dorința de a pune la dispoziția celor interesați de acest domeniu experiența mea conceptuală, tehnică și experimentală precum și unele metode de calcul al parametrilor de stare sistemică ce asigură fiabilitatea și randamentul necesar sistemelor respective. Societatea comercială AeroDrone SRL, pe care o conduc de 6 ani are ca obiect de activitate, cercetarea industrială și realizarea de sisteme aeriene robotizate în diferite configurații: aripă fixă sau aripă rotativă. În acest interval am realizat sisteme de zbor orientate pentru colectarea datelor în zona agriculturii de precizie, fotogrametriei și a inspecției vizuale a instalațiilor industriale.

Un motiv în plus poate fi alcătuit din multitudinea premiselor, variantelor de la care am pornit analiza și demersurile în cercetare precum și conținutul interesant al concluziilor finale.

Importanța, noutatea și actualitatea temei

Problematika salvării, recuperării și capturării roboților aerieni miniaturizați este un domeniu de noutate a cărei apariție a fost determinată de necesitatea atenuării factorilor de risc generați de echipamentele de contracarare a sistemelor de aeronave ostile fără pilot la bord. Atât pentru domeniul militar cât și pentru domeniul civil, preocupările sunt în fază de pionierat, ca elemente de

noutate ce pot facilita diverselor structuri militare și civile unele condiții favorabile asigurării calității și securității informațiilor din aer primite de la aparatele de zbor fără pilot.

Încadrarea temei în preocupările internaționale, naționale și zonale ale colectivului de cercetare

Marea majoritate a țărilor lumii au prevăzut, în investițiile de cercetare, fonduri pentru dezvoltarea domeniului sistemelor aeriene robotizate (Unmanned Aerial Systems - UAS). Acest domeniu de activitate se află în expansiune, se desfășoară chiar o competiție internațională, cu preponderență, în domeniul militar și cu o serie de derivații pentru misiuni civile. Configurațiile și caracteristicile de zbor ale acestor sisteme aeriene robotizate sunt tot mai bine adaptate la cerințele misiunilor și echipate cu aparatură și soft-uri ce ridică costurile de fabricație. Acest fenomen implică regândirea unor metode și procedee tehnice și tehnologice de salvare, recuperare și capturare a roboților aerieni. Până în prezent, nu se cunosc date certe cu privire la aceste cercetări. În România, s-au format unele parteneriate de cercetare în domeniul producerii și utilizării UAS, cu preponderență, între mediul academic universitar și diverse entități economice, la care au aderat și unele colective de cercetare din instituții de învățământ universitar militar. Sunt încorporate, în planurile de cercetare, teme importante din domeniul conceperii și realizării roboților aerieni miniaturizați și se depun eforturi pentru armonizarea reperelor legislative cu tendințele de evoluție ale pieței UAS privind operarea acestor tipuri de aeronave fără pilot în spațiul aerian modern. În contextul acestor preocupări de cercetare se încadrează și eforturile de cercetare ale autorului adăugând un domeniu nou, cel al salvării, recuperării și capturării roboților aerieni miniaturizați.

Formularea ipotezei de cercetare

În demersurile de cercetare întreprinse am pornit de la ipoteza "Comportamentul sistemului de parașută este diferit, în funcție de existența factorilor externi aleatorii dar posibili, ce pot acționa asupra parașutei precum și de influența elementelor constructive ale roboților aerieni în timpul etapei de deschidere. Aceștia pot influența parametri funcționali ai parașutei și pot genera pierderi importante și ireversibile. Prin procesul de simulare a fost studiat acest comportament al sistemului de recuperare în condiții reale iar prin experimentul științific au fost validate rezultatele procesului de simulare. Comportamentul sistemului de parașută în condiții reale a fost supus unui proces de optimizare rezultând o variantă optimă care răspunde adecvat riscurilor operaționale (cele generate de acțiunea factorilor externi și reacția de răspuns a parametrilor de stare a sistemului de recuperare).

Titlul tezei de doctorat și obiectivele cercetării științifice propuse spre rezolvare

Teza este intitulată " Concepția, integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați" și prezintă un mod de abordare științific, personal și o soluție inovatoare cu privire la recuperarea roboților aerieni miniaturizați. Este un demers științific ce se integrează într-un ansamblu de preocupări la nivel național și internațional cu scopul de a facilita utilizarea mai sigură a acestor tipuri de aeronave în spațiul aerian.

Din aceste considerente, prin problematica abordată se urmărește îndeplinirea unor obiective științifice principale și specifice.

Obiective științifice principale și obiective specifice:

- Analiza critică a stadiului actual al cercetărilor privind concepția, integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați;
- Analiza celor mai importante repere teoretice cu privire la evoluția roboților aerieni miniaturizați;
- Unele evoluții și perspective cu privire la sistemele de combatere a roboților aerieni miniaturizați;
- Analiza critică a unor sisteme de recuperare existente pe plan mondial.
- Fundamentarea științifică a managementului sistemelor de integrare și testare a sistemelor de recuperare pentru roboții aerieni;
- Identificarea și formularea cerințelor ce trebuie îndeplinite de către sistemele de integrare și testare a sistemelor de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați;
- Stabilirea și fundamentarea condițiilor de instalare, dispunere și utilizare a sistemului de recuperare în vectorul purtător;
- Optimizarea alegerii sistemelor de recuperare prin metoda analizei AHP;
- Elaborarea și fundamentarea modelului matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați;
- Concepția simulării numerice pentru sistemele de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați;
- Determinarea parametrilor funcționali și constructivi pentru sistemele de recuperare;
- Simularea numerică a parametrilor constructivi pentru sistemul de recuperare după etapa de deschidere;
- Simularea numerică de tip CFD a parametrilor sistemelor de recuperare după etapa de deschidere;
- Efectuarea unor cercetări experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați în scopul perfecționării acestor sisteme de recuperare
- Stabilirea etapelor, echipamentelor și datelor cuprinse în managementul cercetării experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați;
- Conceperea și construcția unor arhitecturi fizice și funcționale ale sistemelor de testare a sistemelor de recuperare;
- Prelevarea și analiza datelor. Testarea modelului experimental al sistemelor de recuperare;
- Interpretarea rezultatelor cercetării experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați.

Rolul cercetării experimentale este de a valida rezultatele din cadrul calculelor și simulărilor numerice în condiții reale de operare.

Obiectivul cercetării experimentale este de a măsura, quantifica parametri funcționali ai sistemului de recuperare a roboților aerieni miniaturizați în funcție de tipul și caracteristicile robotului aerian pe care este implementat. Determinarea modului de funcționare a componentelor sistemului de parașută în prezența factorilor neprevăzuți, precum și influența elementelor constructive ale roboților aerieni în timpul etapei de deschidere în condiții reale. Variantele de parașută de recuperare și parametri determinați prin calcul sau măsurare pentru fiecare variantă, au fost procesate prin modelare matematică într-un proces de optimizare, rezultând o variantă optimă a sistemului de parașută.

Metoda și metodologia cercetării experimentale

Rezultatele din cadrul calculelor și simulărilor numerice în condiții reale de operare privind comportamentul sistemelor de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați, sunt validate prin cercetarea experimentală. În procesul de optimizare a sistemelor de recuperare s-a pornit de la analiza și determinarea parametrilor de stare funcțională a componentelor sistemului de parașută în prezența factorilor neprevăzuți, precum și de la influența elementelor constructive ale roboților aerieni în timpul etapei de deschidere în condiții reale.

Metoda de cercetare adoptată pentru studiul comportamentului sistemelor de recuperare a roboților aerieni miniaturizați privind timpul de deschidere, stabilitatea pe traiectorie, șocul la deschidere, viteza descensională, oscilația pe traiectorie, șocul la impactul cu solul, în cadrul cercetării experimentale este realizată prin următoarele variante de testare:

- **Teste în condiții dinamice 2D:** sunt realizate în laborator și au rolul de a determina corectitudinea etapelor de pliere și deschidere a sistemului recuperator, precum și a elementelor mecanice de ejectare a acestuia;

- **Teste în condiții dinamice 3D:** reprezintă metoda principală, de validare a etapelor de deschidere și de măsurare a timpului și forței de deschidere. Este de remarcat faptul că acest test este realizat la diferite viteze sub acțiunea unei forțe infinite (forța este considerată infinită deoarece sistemul de achiziție a datelor este montat pe un vehicol aflat în mișcare, sau de un catarg fix, în cazul testelor de tunel aerodinamic);

Pentru fiecare metodă de testare sunt utilizate diferite tipuri de senzori cu ajutorul cărora se realizează prelevarea datelor și anume: camera ultrarapidă, senzorul de forță, accelerometrul, barometrul, giroscopul, G.P.S. (sistemul Global Position Sistem), placa de achiziție.

Au fost proiectate și realizate arhitecturi fizice și funcționale ale sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați dar din considerente ergonomice, logistice și financiare s-au realizat voaluri pentru sisteme de recuperare având cerințe standard și anume, sarcina totală la decolare de 3 kg și o viteză de recuperare finală de 5m/s.

Cercetările experimentale s-au efectuat pe două tipuri de sisteme de recuperare, respectiv, parașuta sferică și parașuta cruciformă.

Metodologia cercetării experimentale s-a desfășurat în mai multe etape după cum este prezentat în figura 1.

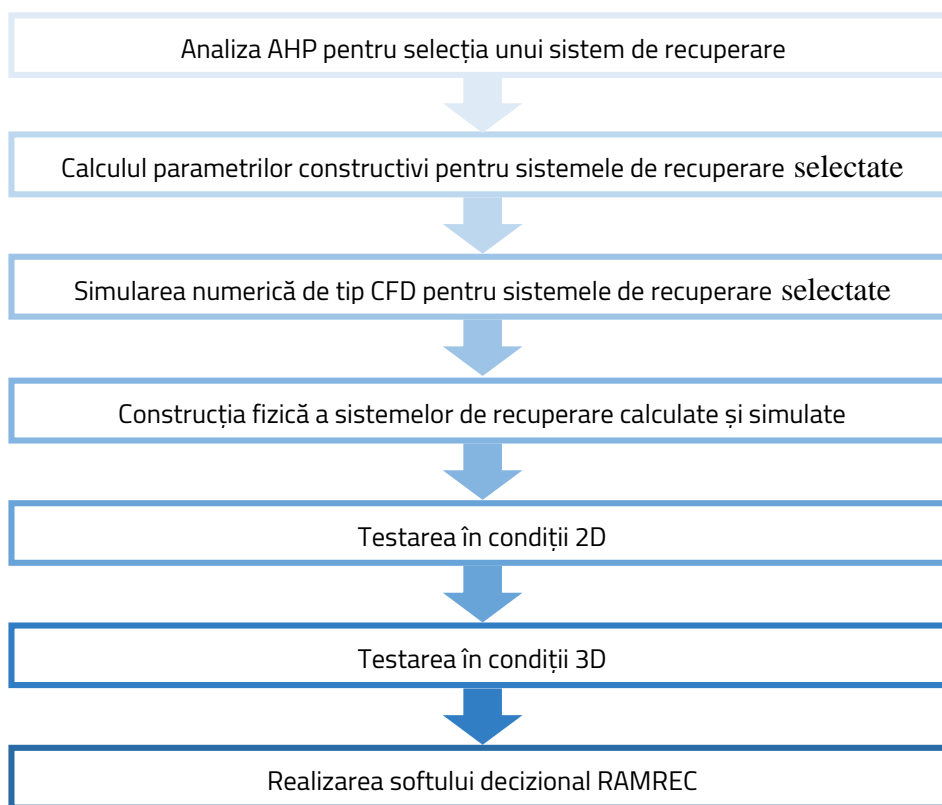


Figura 1 - Metodologia cercetării experimentale

Teza de doctorat este structurată pe cinci capitole, după cum urmează:

În Capitolul 1 intitulat "Unele performante realizate în domeniul cercetărilor privind concepția, integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați", autorul efectuează o analiză critică asupra evoluției aparatelor de zbor fără pilot (UAV) atât pe plan internațional cât și în plan european și național. Sunt prezentate câteva repere teoretice ce caracterizează acțiunea și misiunile roboților aerieni miniaturizați, precum și impactul acțiunilor acestora, asupra domeniilor militar și civil. De asemenea, sunt exemplificate unele realizări în domeniul acțiunilor de detecție, combatere și distrugere ale acestor tipuri de aeronave fără pilot. Performanțele sistemelor tehnice de detecție sunt analizate din perspectiva impactului acestora, asupra identificării recunoașterii și transmiterii informațiilor și datelor necesare pentru combaterea roboților aerieni miniaturizați. Sunt, de asemenea, descrise sistemele de recuperare a dronelor: recuperarea prin aterizare și arestare, recuperarea prin procedeul Deep Stall, recuperarea cu plasă, recuperarea cu parașuta, sistemul de recuperare cu airbag, recuperarea cu proiectil dotat cu plasă și parașută etc.

Capitolul 2, intitulat "Managementul integrării și testării sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați", cuprinde: un set de cerințe ce trebuie îndeplinite de către sistemele de integrare și testare a sistemelor de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați; condiții de instalare, dispunere și utilizare a sistemului de recuperare în vectorul purtător; optimizarea alegerii sistemului de recuperare precum și modelul matematic de calcul al parametrilor acestuia.

În Capitolul 3, denumit "Concepția simulării numerice pentru sistemele de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați", este prezentat modul de simulare numerică a sistemelor de recuperare pentru roboților aerieni miniaturizați. Totodată este fundamentat un model de determinare a parametrilor funcționali și constructivi, precum și simularea condițiilor de deschidere în funcție de parametrii atmosferici. Studiul sistemului de recuperare după etapa de deschidere s-a realizat și printr-o analiză CFD, fiind simulate mai multe situații pentru mase și unghiuri de incidență diferite.

În Capitolul 4, denumit "Cercetări experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați", s-au efectuat cercetările experimentale propriu-zise, pornind de la realizarea arhitecturilor fizice și funcționale ale sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați, testarea fiecărui model experimental în condiții identice. În esență, acest capitol validează prin procesul de determinare a parametrilor ce descriu comportamentul funcțional al sistemelor de recuperare în condiții reale, rezultatele obținute în procesul de simulare efectuat în capitolul anterior al tezei de doctorat.

Capitolul 5, intitulat "Concluzii finale, contribuții personale, direcții viitoare de cercetare și diseminarea rezultatelor", cuprinde concluziile finale ale tezei de doctorat, de asemenea, evidențiază contribuțiile teoretice și experimentale ale autorului.

Pentru elaborarea conținutului științific al tezei de doctorat autorul a efectuat o amplă documentare, utilizând peste 120 de referințe bibliografice. În mod deosebit peste 60% dintre aceste referințe bibliografice sunt editate după anul 2000.

Modul de valorificare a rezultatelor obținute (articole, comunicări științifice), prezentare statistică cantitativă a rezultatelor

În urma demersurilor științifice inițiate pentru susținerea domeniului de referință al tezei de doctorat, autorul a realizat trei rapoarte de cercetare, un număr de 20 articole din care (6 ISI, 7 BDI, 1 Chapter book, membru în 2 proiecte de cercetare și o cerere de brevet) precum și participări la comunicări științifice naționale și internaționale.

Capitolul 1 UNELE PERFORMANTE REALIZATE IN DOMENIUL CERCETĂRILOR PRIVIND CONCEPȚIA, INTEGRAREA ȘI TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOȚI AERIEI MINIATURIZAȚI

1.1. Reglementări legislative din domeniul aviației civile privind vehiculele aeriene fără pilot.

Aderarea României la Uniunea Europeană, la nivelul aviației au avut loc o serie de transformări, atât la nivel instituțional cât și în domeniul reglementării.

Astfel la nivel european, Agenția Europeană pentru Siguranța Aviației -EASA a fost modernizată iar competențele acesteia au fost extinse în toate domeniile care concurează la siguranța aviației (operațiuni aeriene, aerodromuri, licențierea personalului aeronautic, managementul traficului aerian, certificarea tehnicii aeronautice).

Pe lângă noile competențe ale Agenției Europene pentru Siguranța Aviației, reglementările europene au stabilit și atribuțiile care rămân în competența autorităților naționale.

În plan național, zborul cu aeronave fără pilot la bord este reglementat prin următoarele prevederi legale:

- Noul Cod Aerian al României [***2020], intrat în vigoare din 19 iunie 2020, se referă la administrarea aviației în România, la spațiul aerian național, la naționalitatea și drepturile asupra aeronavelor, aerodromuri, personalul aeronautic, la operațiunile aeriene civile, protecția mediului, siguranța și securitatea aviației civile, modul de operare a aeronavelor motorizate fără pilot uman la bord, sancțiuni. Acest Nou Cod Aerian al României abrogă OG nr. 29/1997 privind Codul aerian civil [***1997].
- HG nr. 912/2010 referitoare la procedura de autorizare a zborurilor în spațiul aerian național [***2010],
- Reglementări aeronautice emise de Ministerul Transporturilor referitoare la înmatricularea aeronavelor civile [***004], admisibilitatea la zbor [***005], lucrul aerian și aviația generală [***006], emiterea certificatelor de identificare a aeronavelor civile [***007].

În plan european, la momentul actual nu există o legislație unitară pentru operarea UAV-urilor, dar există preocupări în acest sens.

Cadrul legal european în materie de zbor cu aeronave fără pilot la bord este conturat de o serie de Regulamente și Directive referitoare la normele comune în domeniul aviației civile, procedurile de operare și operatorii aeronavelor fără pilot la bord.

Conform Regulamentului (UE) nr. 1139/2018 [***2018], Agenția Europeană de Siguranță a Aviației este autoritatea care are competența de a certifica UAV-uri cu masă maximă la decolare mai mare de 150 kg; UAV-urile cu masa mai mică de 150 kg se află sub incidența legilor statelor membre.

Câteva considerente despre Regulamentul 1139/2018 (UE):

- include reguli pentru aeronavele fără pilot (navele civile);
- urmărește să faciliteze simplificarea normelor privind aviația sportivă și de agrement;
- stabilește o divizare a sarcinilor între UE și autoritățile naționale;

- abrogă cele trei regulamente anterioare [Regulamentul (CE) nr. 552/2004 și Regulamentul (CE) nr. 216/2008 al Parlamentului European și al Consiliului și Regulamentul (CEE) nr. 3922/91 al Consiliului];

- modifică două directive (Directiva 2014/30/UE privind reducerea interferențelor între dispozitivele electrice și electronice și Directiva 2014/53/UE privind comercializarea echipamentelor radio) și patru regulamente [(CE) nr. 2111/2005 privind stabilirea unei liste a transportatorilor aerieni interziși și privind identitatea transportatorului de operare, (CE) nr. 1008/2008 privind operarea serviciilor aeriene, (UE) nr. 996/2010 privind accidentele și incidentele aviației civile, (UE) nr. 376/2014 privind evenimentele din aviația civilă)], și

- completează Regulamentul (UE) nr. 1321/2014 privind navigabilitatea și Regulamentul (UE) nr. 748/2012 privind certificarea de mediu.

Dispoziții detaliate pentru operarea UAV, precum și pentru certificarea operatorilor au fost elaborate și incluse în Regulamentul (UE) nr. 947/2019

1.2. Riscuri generate de întrebuințarea în spațiul aerian a roboților aerieni miniaturizați. Impactul asupra managementului spațiului aerian

Domeniul aviației este unul din domeniile cu una din cele mai mari dezvoltări tehnice. Astfel apariția și dezvoltarea roboților aerieni miniaturizați în zona civilă a pus întreaga industrie aeronautică și sistemul de siguranță națională în fața unui fapt împlinit. Dezvoltarea software-urilor în zona Open Source, utilizarea componentelor hardware comune, precum și posibilitatea fabricării lor din materiale care nu țin de zona aeronautică a făcut ca accesul la roboții aerieni miniaturizați să devină foarte facil.

Astfel aceste sisteme de roboți aerieni miniaturizați creează în acest moment una din cele mai mari probleme: utilizarea lor în siguranță prin integrarea lor în spațiul aerian controlat și necontrolat.

Beneficiile oferite de utilizarea roboților aerieni miniaturizați, a fost demonstrată în varietatea domeniilor de utilizare: inspecția și supravegherea infrastructurii critice, aplicații în agricultură privind monitorizarea vegetativă și aplicarea de tratamente împotriva bolilor și dăunătorilor, aplicații de prelevare de date meteo și de calitate a aerului, cadastrarea teritoriului, generarea modelelor 3D a diferitelor suprafețe geografice, căutare - salvare, misiuni de siguranță publică, monitorizarea termografică și în aplicații care în mod normal ar fi considerate prea periculoase pentru a fi operate de către aeronave cu pilot uman la bord.

1.2.1. Coliziunea cu o aeronavă cu personal uman la bord

Una din problemele cele mai frecvente care pot apărea în operarea roboților aerieni miniaturizați sunt riscurile generate de întrebuințarea acestora în spațiul aerian unde există posibilitatea de coliziune cu o aeronavă cu personal uman la bord. În funcție de forța impactului, de masele aeronavelor și structura lor (aripă fixă sau aripă rotativă), acestea se pot materializa prin distrugerea uneia sau a ambelor aeronave.

Roboții aerieni miniaturizați se pot afla în zbor în una din cele trei situații:

- VLOS (visual line of site) este operat în raza vizuală;

- EVLOS (extended line of sight) situație în care operatorul este ajutat de un operator extern aflat la limita razei vizuale;
- BVLOS (behind visual line of sight) situație în care UAV-ul este pilotat doar instrumental și depășește cu mult raza vizuală.

Aceste situații impun luarea de măsuri atât din partea autorităților cât și din partea operatorilor de roboți aerieni miniaturizați după cum urmează:

- Anunțarea zborului către Centru Operațional Aerian, precum și realizarea unei legături cu unitatea de trafic în cazul în care zborul se desfășoară în spațiu de clasă B, C, D;
- În cazul efectuării zborurilor în regim VLOS existența unui observator care monitorizează vizual spațiul aerian;
- Implementarea sistemelor ADSB (Automatic Dependent Surveillance – Broadcast) care conectate la sistemul de "Fail Safe" al roboților aerieni miniaturizați pot lua decizii de corectare a traiectoriei mai rapide decât reacția operatorului;
- În cazul efectuării zborurilor în regim BVLOS este esențială înființarea zonelor segregate TSA a căror prezență este anunțată cu minim 24 ore înainte prin sistemul NOTAM (Notice To AirMan).

1.2.2. Impactul cu bunuri și persoane aflate la sol:

Acest eveniment se poate produce din mai multe cauze cum ar fi:

- Coliziunea aeriană dintre doi roboți aerieni miniaturizați;
- Coliziunea aeriană dintre un robot aerian miniaturizat și o aeronavă cu pilot uman la bord;
- Cedarea de material sau componente electronice;
- Distrugerea intenționată prin mijloace de combatere antiaeriană;
- Atentate teroriste.

În urma studiilor efectuate s-a stabilit faptul că un nivel minim de siguranță de impact la sol ar corespunde unei valori de 95 KJ. Astfel pentru evaluarea limitelor energiei cinetice și a metodei încetării zborului, trebuie luate în considerare două scenarii de prăbușire, în funcție de tipul robotului aerian miniaturizat după cum urmează:

- Pentru roboții aerieni miniaturizați (tip aripă fixă sau multicopter), capabile să dezvolte o viteză mare de deplasare pe orizontală, evaluarea energiei cinetice se va face pentru viteza maximă la impact (stabilită ca fiind 1,4 x viteza maximă care poate fi realizată în zbor orizontal);
- Pentru roboții aerieni miniaturizați de tip multicopter se va evalua energia cinetică de impact pentru o cădere liberă de la 150m.

Un exemplu elocvent în acest sens este incidentul petrecut la cursa Golden State Race Series din Rancho Cordova, California unde, un participant la cursa de biciclete a fost lovit de un robot aerian miniaturizat ce filma evenimentul.

Un alt eveniment grav este cel din 2016, când un robot aerian miniaturizat a spart geamul la etajul 5 a unei clădiri din Cape Town, South Africa rănind grav un locatar[www2020a].

1.2.3 Posibilitatea realizării de acțiuni teroriste:

Construcția facilă a roboților aeri miniaturizați din materiale comune (polistiren, lemn de balsa, folie autoadezivă, etc), existența sistemelor de autopiloți la prețuri accesibile, acoperirea globală a sistemului de poziționare GPS au dus în ultima perioadă la apariția incidentelor teroriste prin utilizarea acestor sisteme.

Datele culese din incidentele internaționale arată că roboții aeri miniaturizați au fost utilizați pentru următoarele tipuri de acțiuni teroriste:

- **Atacuri cu IED (Improvised Explosive Device):** capacitatea mărită de transport a roboților aeri miniaturizați precum și autonomia de zbor, a dus la ideea de echipare a acestora cu materiale explozive.;
- **Atac radioelectronic:** dotarea roboților aeri miniaturizați cu aparatură radio electronică ce se poate conecta la sisteme WIFI sau GSM și colecta date;
- **Atac NBC (Nuclear – Biologic – Chemic):** un robot aerian miniaturizat poate fi echipat pentru transportul unor astfel de substanțe, iar datorită capacității de transport poate deveni foarte "eficient" pentru structurile teroriste. Imposibilitatea de a fi detectat imediat ca un sistem periculos, precum și distanțele parcurse, creează o problemă de securitate majoră. Din fericire, nu a fost semnalat niciun incident de acest tip la nivel global;
- **Atac cu armament letal:** pe anumite canalele de socializare au început să circule imagini cu roboți aeri miniaturizați realizați "home-made" pe care au fost instalate pistoale sau mitraliere.
- **Monitorizare ilegală:** este una din activitățile cel mai des efectuate cu ajutorul roboților aeri miniaturizați.

1.3. Sisteme de recuperare pentru roboți aeri miniaturizați. Scurt istoric.

În cadrul acestui subcapitol voi prezenta un scurt istoric al sistemelor de recuperare, ce cuprinde reperatele cele mai importante ale dezvoltării acestui sistem. Totodată voi detalia și conceptele de salvare, recuperare și captură.

1.3.1 Scurt istoric cu privire la apariția și evoluția sistemelor de recuperare pentru roboți aeri miniaturizați. Tendințe de evoluție pe plan internațional.

Dezvoltarea primelor avioane fără pilot la bord pentru recunoaștere precum modelul RP-71 Falconer de către SUA în anul 1955, aduce în atenție și problema recuperării acestora după efectuarea misiunii. Soluția găsită este instalarea unei parașute în zona superioară a fuselajului, a cărei activare se executa de către un operator de la sol prin intermediul comenzilor radio. În **figura 3** este prezentată o imagine istorică privind recuperarea avionului de recunoaștere RP-71 cu ajutorul unei parașute sferice.



Figura 1 Recuperarea RP-71 [www2020b]

O tehnică specială de recuperare este dezvoltată în anul 1959 când are loc lansarea primului satelit de spionaj KH-1 în cadrul programului Corona [www2020c]. Imaginile colectate sunt stocate pe film fotografic, care sunt lansate ulterior în atmosfera pământului cu ajutorul unei capsule proiectate de General Electric denumite "film bucket". Recuperarea lor se realiza în zbor prin așa numita procedură: "Mid flight recovery" cu ajutorul unui avion C119J. Procedura de recuperare este prezentată în **figura 4**.

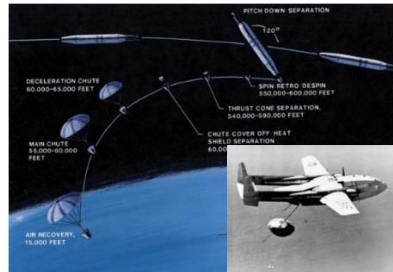


Figura 2 Recuperarea modulelor KH [www2020d]

Utilizarea UAV-urilor în zone în care amenajarea unei piste de aterizare sau recuperarea cu ajutorul parașutei nu au fost posibile, a impus apariția unor metode inedite de recuperare. Una din aceste metode este recuperarea cu plasă de arestare, metodă prin care energia UAV-ului este absorbită de un sistem de plase elastice, așa cum este prezentat în **figura 5**.



Figura 3 Recuperarea cu plasă de arestare [WGW2008]

Anul 2001 aduce pe piață UAV-ul RQ-11 Raven produs de firma AeroVironment. Acesta este un sistem de cercetare și supraveghere de numai 1.9 kg capabil să execute misiuni cu durată de peste 90 min.

Greutatea redusă a acestui sistem a făcut posibilă introducerea procedurii de recuperare denumita **DeepStall**, metodă prin care robotul aerian poate să scadă viteza și distanța de aterizare în timp ce menține un unghi de atac foarte mare. Metoda descrisă în **figura 6** a fost patentată de firma AeroVironment prin patentul nr US 2016/0163206A1 din 09.06.2016.

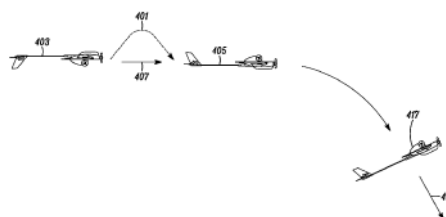


Figura 4 Aterizarea DeepStall [***009]

O metodă inedită (**figura 7**) a fost dezvoltată de firma Boeing în anul 2013 pentru recuperarea sistemului de UAV – SCANEAGLE. Metoda constă în agățarea aripii avionului cu ajutorul unui cablu vertical.



Figura 5 Recuperarea cu cablu de arestare [***010].

Proiectul PX4 început în anul 2009 și dezvoltat de Swiss Federal Institute of Technology din Zurich [www2020e] a lansat pe piață un autopilot de tip Open Source capabil să gestioneze orice tip de vehicul (aerian, terestru, maritim). Prin dezvoltarea accelerată a algoritmului de zbor de către comunitatea Open Source s-a reușit aducerea la nivel operațional a procedurii VTOL (Vertical Take Off and Landing).

Dezvoltarea sistemelor UAV miniaturizate în zona civilă a adus în prim plan și problema securității aeronautice.

În acest sens s-au dezvoltat și sistemele de recuperare, din care exemplific: Sistemul SkyWall 100 introdus în anul 2015. Acesta este un echipament inovativ care poate recupera roboții aerieni miniaturizați cu ajutorul unei plase lansate dintr-un proiectil. Lansarea se execută cu ajutorul unui tun pneumatic. În **figura 9** este prezentat sistemul de recuperare SkyWall.



Figura 6 Sistemul de recuperare SkyWall [www2020g]

Întrucât UAV-urile fac parte dintr-un război asimetric, iar sistemul lor de navigație se bazează pe tehnologia GPS, au apărut numeroase sisteme care bruiază sistemul GPS și preiau controlul UAV-ului. Droneshield (**figura 10**) este un astfel de echipament dezvoltat în anul 2014 capabil să anihileze UAV-uri de la o distanță de 2 km.



Figura 7 Sistemul antidronă Dronesield [www2020h]

1.3.2. Definirea conceptelor, salvare, recuperare, capturare în contextul noilor reglementări europene

În acest moment vehiculele aeriene fără pilot la bord sau drone, roboți aeri miniaturizați, reprezintă un sector al aviației aflat în creștere rapidă cu implicații în toate zonele economice

Toate aceste măsuri au dus la apariția unor concepte noi, în domeniul utilizării și combaterii sistemelor miniaturizate de roboți aeri. Aceste concepte se referă la salvare, recuperare și capturare. Dacă până nu demult conceptul de recuperare [PAT2012] avea un scop larg bine definit acela de a reduce viteza pentru aterizare, în acest moment conceptul de recuperare are noi valențe pe care le voi defini în continuare. Acestea sunt sugestiv prezentate și în figura 13.

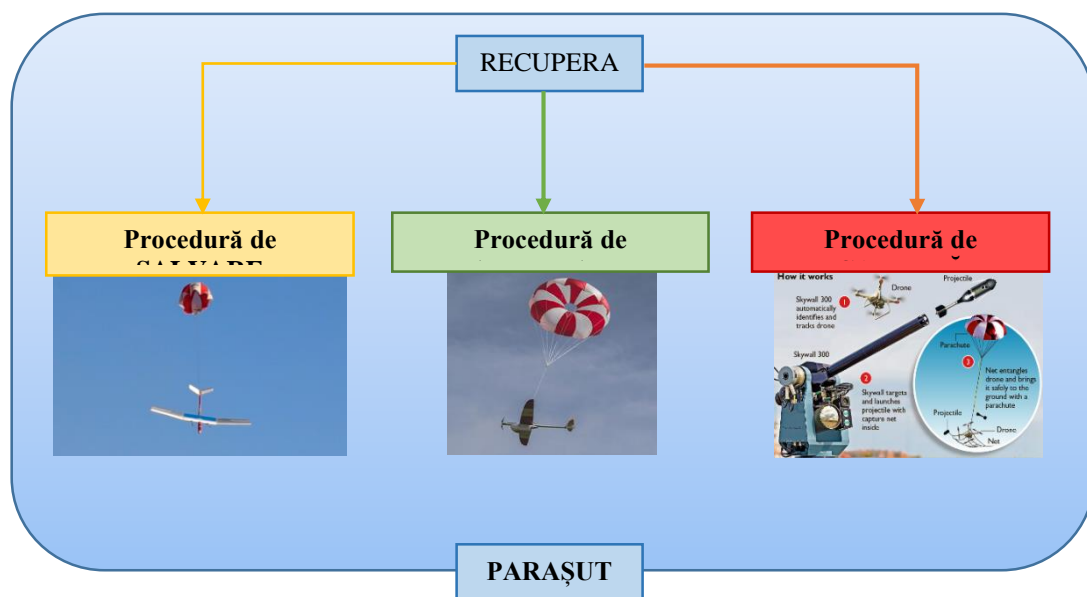


Figura 8 Descrierea conceptului de recuperare [www2020l] [www2020m] [www2018]

RECUPERAREA ca procedura de SALVARE

Recuperarea ca procedură de salvare este acțiunea întreprinsă cu ajutorul unei parașute, denumită și sistem de salvare, prin care se aduce la sol prin frânare robotul aerian miniaturizat, în situația în care acesta suferă defecțiuni, care îl împiedică să execute misiuni conform specificațiilor tehnice.

RECUPERAREA ca procedura de ATERIZARE

Recuperarea ca procedură de aterizare este acțiunea întreprinsă cu ajutorul unei parașute, denumite și sistem de aterizare, ce are ca scop frânarea și aducerea la sol a unui robot aerian miniaturizat sau echipament lansat de acesta.

RECUPERAREA ca procedura de CAPTURĂ

Recuperarea ca procedură de captură este acea acțiune întreprinsă asupra roboților aerieni miniaturizați cu mijloace externe acestuia, denumite sisteme de captură, prin care se urmărește aducerea la sol a acestuia cu scopul de a recupera date din mediul informatic al acestuia.

1.4. Descrierea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați și unele performanțe tehnice

Cea mai simplă opțiune de recuperare a unui robot aerian miniaturizat este clasică aterizare așa cum se întâmplă și în cazul avioanelor cu personal uman la bord. Această opțiune este valabilă în două cazuri: atunci când există o pistă special amenajată, sau când viteza de aterizare a robotului aerian miniaturizat și masa acestuia permit aterizarea în terenuri neamenajate (această situație este posibilă când masa robotului aerian miniaturizat nu depășește 5 kg).

Sistemele de recuperare pot fi împărțite în două mari categorii în funcție de mediu în care sunt utilizate și procedura de recuperare: terestre / maritime și aeriene. În **figura 14** este prezentat grafic această clasificare.

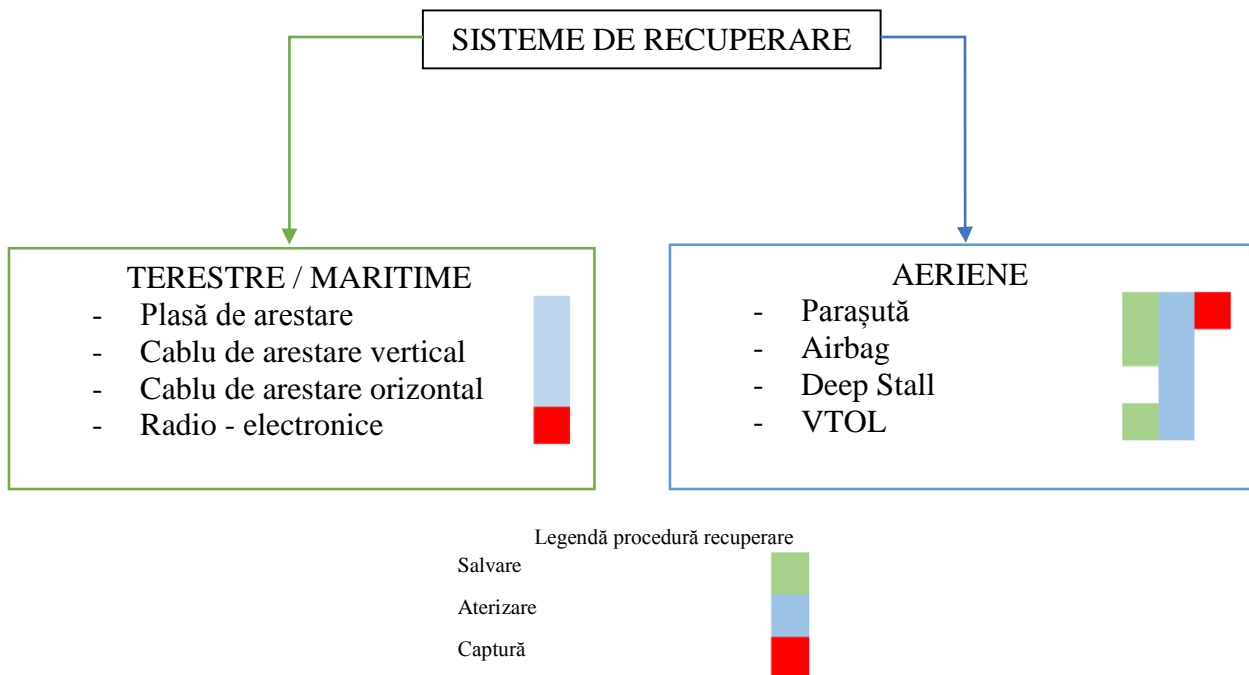


Figura 9 Clasificare sisteme de recuperare

1.4.1 Sisteme de recuperare terestre

- Sisteme de recuperare terestre cu plasă de arestare:

Recuperarea cu plasă de arestare este un procedeu utilizat în cazul aterizărilor roboților aerieni de tip aripă fixă, în următoarele situații:

- Nu se poate amenaja o pistă de aterizare;
- Locația aleasă pentru operare este una temporară;
- Distanța pistei de aterizare este mult mai mică decât specificațiile tehnice ale robotului aerian miniaturizat;
- Recuperarea se execută pe o nava maritimă.

Sistemul de recuperare este format dintr-o plasă elastică, care are capacitatea de a absorbi șocul generat de impactul cu robotul aerian miniaturizat, și un sistem de ghidare care direcționează robotul pentru a intra în sistemul de recuperare. În cazul în care robotul aerian miniaturizat ratează impactul cu sistemul de recuperare cu plasă, algoritmul acestuia va iniția o procedură de reluare a aterizării. Un astfel de sistem este prezentat în figura 15.



Figura 10 Recuperarea terestră cu plasă de arestare[ABI2017]

- Sisteme de recuperare terestră cu cablu de arestare vertical:

Sistemul de recuperare cu cablu vertical, propus inițial pentru robotul aerian miniaturizat ScanEagle presupune instalarea unui cablu vertical între sol și o platformă telescopică pe care este montat un sistem DGPS, cu rolul de a ghida robotul aerian spre cablu de arestare. Acesta va lovi cu una din aripi cablu vertical, care va culisa pe bordul de atac al aripii apoi va agăța cu cârligul montat în capătul aripii cablul vertical. (figura 16.)

La fel ca în cazul recuperării cu plasă de arestare, în software-ul de navigație al robotului aerian miniaturizat există implementată o procedură pentru cazul în care nu este agățat cablu de arestare vertical.



Figura 11 Sisteme de recuperare terestre cu cablu vertical [www2020n]

- **Sisteme de recuperare terestră cu cablu de arestare orizontal:**

Sistemul de recuperare cu cablu de arestare orizontal este o procedură de recuperare în cazul aterizării clasice pe o pistă de pământ sau pe o pistă aflată la bordul unei nave. Aceasta presupune ca robotul aerian să fie dotat cu un tren de aterizare și un cârlig de arestare care este deschis pe panta finală de aterizare.

Perpendicular pe axul de aterizare al pistei există dispuse cablurile de recuperare care din punct de vedere constructiv sunt realizate în două moduri:

- Tambur cu frână de fricțiune
- Tambur cu frână hidraulică.

Diferența dintre cele două sisteme este aceea că, pentru primul model forța de reținere este pre-reglată, iar distanța de frânare diferă în funcție de greutatea și viteza robotului aerian. Cel de al doilea model oferă o frânare mult mai eficientă, iar distanța de frânare rămâne aceeași indiferent de greutate sau viteză. Un astfel de sistem este prezentat în figura 17.



Figura 12 Sistem de recuperare terestră cu cablu de arestare orizontal [ABI2017]

- **Sisteme de recuperare terestră radio-electronice:**

Sistemele de recuperare terestre radio-electronice au la bază efectul bruiajului activ care reprezintă o perturbare intenționată a recepției semnalelor electromagnetice utile, provocate de suprapunerea peste acestea a unor semnale parazite emise cu aceeași frecvență și de putere mai mare.

Sistemele actuale urmăresc întreruperea legăturii radio cu baza precum și "orbirea" sistemului GPS. Pentru realizarea acestui lucru se utilizează sisteme de antene direcționale pentru domeniul de frecvențe în care operează roboții aerieni miniaturizați:

- 2,4 Ghz/5,8 Ghz – link radio de comandă;
- 433Mhz (Europa) sau 900 Mhz (SUA) – transmisie de telemetrie sau link radio long range;
- 900Mhz; 1,2Ghz; 5,8Ghz – frecvențe utilizate pentru realizarea transmisiei video;
- Banda L1 1575,42 MHz, Banda L2 1227,60 MHz – frecvențe utilizate de receptorul GPS.

Odată activat sistemul de bruijaj, robotul aerian își va activa funcția de "fail safe" ce va comanda imediat aterizarea robotului aerian miniaturizat în zona unde se găsește prin utilizarea datelor colectate de senzorul barometric.

În **figura 18** este prezentat un astfel de sistem construit de firma DJI.



Figura 13 Sisteme de recuperare terestră radio-electronice [www2019]

1.4.2. Sisteme de recuperare aeriene

- Sisteme de recuperare aeriene cu parașută

Sistemul de recuperare cu parașută este unul din sistemele de recuperare cel mai des folosit la roboții aerieni miniaturizați. Condiția principală de utilizare a unui astfel de sistem de recuperare este aceea ca robotul aerian miniaturizat să aibă capacitatea de a transporta greutatea și volumul unei parașute de recuperare (salvare). Configurația parașutei trebuie astfel aleasă încât aceasta să asigure o viteză cât mai mică de coborâre, iar în urma impactului cu solul aeronava și echipamentul transportat să nu sufere pagube.

Un alt aspect important la implementarea acestui tip de recuperare este modul în care se decide plierea și ejectarea sistemului de recuperare, astfel ca funcționarea acestuia să fie identică de fiecare dată.

Există și metode alternative de protecție a echipamentului, spre exemplu la deschiderea parașutei se poate roti robotul aerian miniaturizat cu 180° pentru protejarea echipamentului de monitorizare sau se pot instala sisteme de tip airbag care se deschid în proximitatea impactului cu solul. În **figura 19** este prezentat un sistem clasic de recuperare cu parașută.



Figura 14 Sisteme de recuperare aeriene cu parașută [ABI2017]

- **Sisteme de recuperare aeriene cu airbag**

O soluție inedită a fost implementarea sistemelor de recuperare cu airbag. Acest sistem poate să funcționeze în tandem cu un sistem de recuperare cu parașută sau doar ca sistem independent pentru roboții aerieni de mici dimensiuni ca procedură de aterizare acolo unde nu este posibilă protejarea payloadului la aterizare. În **figura 20** este prezentat un astfel de sistem de recuperare cu airbag.



Figura 15 Sisteme de recuperare cu airbag [PPC2016]

- **Sistem de recuperare aerian - DeepStall**

Recuperarea prin metoda DeepStall [HIR2008] este o procedură de recuperare prin care robotul aerian poate să scadă viteza și distanța de aterizare în timp ce menține un unghi de atac foarte mare. Această metodă este folosită în special pentru roboții aerian cu masă foarte mică.

Metoda de recuperare se caracterizează prin faptul că unghiul de atac este mult mai mare față de unghiul de stall. Chiar dacă zborul este foarte instabil în zona critică a vitezei de stall, acesta devine stabil în zona de post stall.

Mecanismul de intrare în DeepStall este acela de a ridica profundorul la un unghi maxim de brațaj în zbor orizontal, astfel încât unghiul de atac să treacă foarte repede de zona de stall.

- **Sistemul de recuperare aerian VTOL**

Sistemul de recuperare VTOL [PAT2012], reprezintă un sistem hibrid care combină avantajul aeronavei cu aripă rotativă cu avantajul aripii fixe. Miniaturizarea senzorilor precum și creșterea

puterii de calcul al procesoarelor pe sistemele de autopiloți a creat posibilitatea implementării acestei metode pe sistemele de roboți aerieni miniaturizați.

Avantajul unui astfel de sistem constă în posibilitatea de a fi folosit în diferite medii în care nu se poate realiza o decolare și aterizare convențională.

Dezavantajul principal derivă din greutatea relativ mare a echipamentului, și a consumului energetic din perioada de decolare și aterizare verticală.

1.5. Concluzii:

- Legislativ, atât la nivel național cât și european există o preocupare permanentă de armonizare a legislației existente cu noile tendințe de dezvoltare și utilizare a roboților aerieni miniaturizați în spațiul aerian comun;
- Din păcate acest salt tehnologic foarte important creat de dezvoltarea roboților aerieni miniaturizați a adus și o multitudine de probleme din punct de vedere al siguranței traficului aerian, a proliferării acțiunilor ostile și actelor teroriste. Tocmai de aceea pe lângă cadrul legislativ este necesar crearea de sisteme capabile să oprească aceste amenințări;
- Dezvoltarea istorică a sistemelor de recuperare s-a raportat la nivelul tehnologic atins de roboții aerieni miniaturizați. Diversele companii producătoare a roboților aerieni miniaturizați au inventat sisteme de recuperare din ce în ce mai complexe, sisteme care se pretează a fi folosite în diferite medii de operare;
- Noile abordări legislative, precum și dezvoltările tehnologice au condus la dezvoltarea conceptului de recuperare. Astfel am reușit să identific trei tipuri de proceduri de recuperare: recuperare ca procedură de salvare, recuperarea ca procedură de aterizare, recuperarea ca procedură de captură;
- Analiza caracteristicilor tehnice ale sistemelor de recuperare ne conduce la concluzia că acestea pot fi clasificate în funcție de locul unde acționează, aerian sau terestru, de faptul că pot conlucra pe același robot aerian robotizat unu sau mai multe sisteme de recuperare, iar din punct de vedere al eficienței și utilizării multiple cel mai bun sistem se dovedește a fi parașuta de recuperare;
- La nivel național au fost dezvoltate o serie de proiecte ce implică atât mediul universitar cât și mediul privat în special în zona de transfer tehnologic. Acest lucru se poate observa și în preocupările îndrumătorului de doctorat domnul Prof. univ. dr. Boșcoianu Mircea, preocupări ce s-au materializat în proiecte cu potențial de transfer în mediul privat. Acest gen de colaborare l-am resimțit pozitiv ca administrator al Firmei AeroDrone SRL.

Pagină goală

Capitolul 2 MANAGEMENTUL INTEGRĂRII SI TESTĂRII SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOTI AERIENI MINIATURIZAȚI

2.1. Cerințele ce trebuie îndeplinite de către sistemele de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați

Deoarece roboții aerieni miniaturizați [BOS2016] reprezintă un sistem complex (figura 21), alegerea sistemului de recuperare, instalarea și funcționarea acestuia trebuie să țină cont de mai multe condiții generale și particulare.

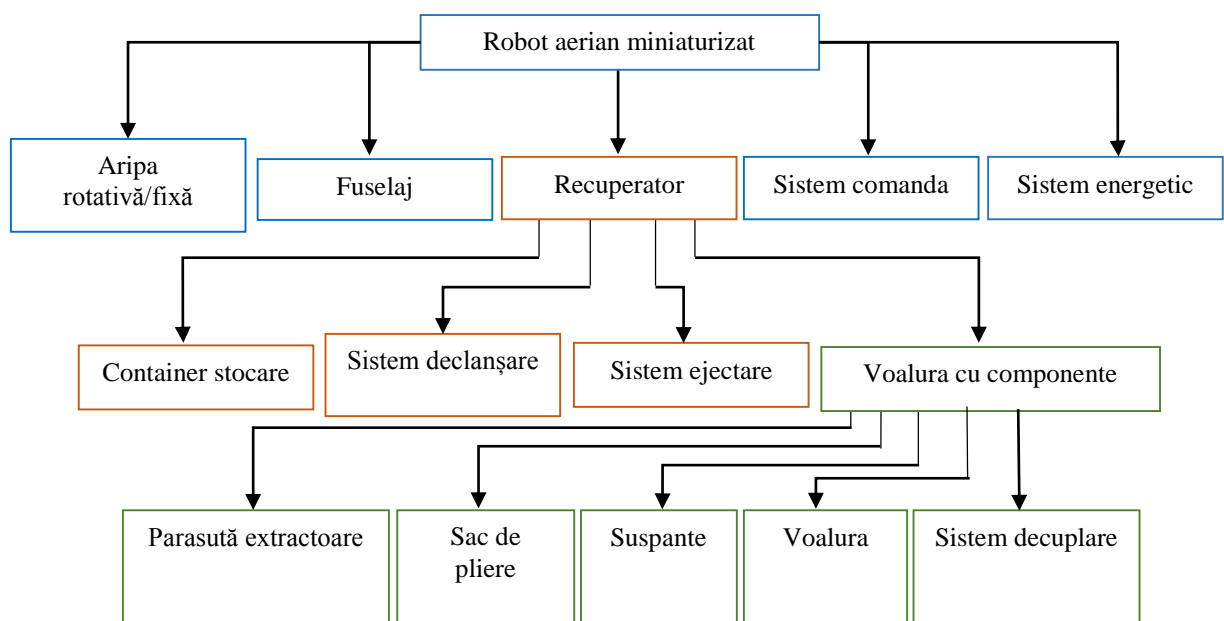


Figura 16 Arhitectura unui robot aerian miniaturizat

2.1.1 Cerințe generale:

Criteriile generale pe care un sistem de recuperare pentru roboți aerieni [BOS2016] trebuie să le îndeplinească sunt:

- **Fiabilitatea:** definește capacitatea sistemului de recuperare în a funcționa fără defecte în toate condițiile de operare date și pe orice sistem de robot aerian miniaturizat, pentru care îndeplinește cerințele de recuperare;
- **Stabilitatea:** este definită ca fiind tendința corpului de a revenii la poziția de echilibru. Unul din cei mai importanți factori în stabilitatea sistemului este forma geometrică în raport cu acțiunea forțelor aerodinamic;
- **Rezistența mare la înaintare** este în raport direct cu suprafața parașutei și forma geometrică și ne dă un factor de mărime care ne indică eficiența acesteia;
- **Șocul mic la deschidere** este un factor foarte important în alegerea sistemului deoarece influențează rezistența în timp a sistemului.

- **Adaptabilitate la mediul de operare:** sistemul trebuie să funcționeze identic indiferent de mediul în care operează, astfel încât performanța să fie repetabilă;
- **Echipamente interschimbabile:** componentele structurale ale sistemului trebuie astfel proiectate pentru a fi utilizate la o gama cat mai largă de roboți aerieni miniaturizați;
- **Simplitate în operare:** este recomandabil ca sistemul în ansamblul său să aibă o structură cât mai simplă care să nu implice un lanț foarte mare de operațiuni;
- **Simplitate în mentenanță:** lucrările de mentenanță sunt în strânsă legătură cu modul de proiectare și realizare a sistemului precum mediul în care acesta operează, caracteristicile materialelor din care este executat;
- **Raportul masă/eficiență:** este un criteriu care ne indică în ce sens masa sistemului de recuperare influențează eficiența robotului aerian miniaturizat;
- **Raportul volum ocupat/eficiență:** volumul ocupat de sistemul de recuperare în robotul aerian miniaturizat nu trebuie să influențeze capacitatea de a implementa alte echipamente esențiale în îndeplinirea misiunilor specifice.

Criteriile privind raporturile masă/eficiență și volum ocupat/eficiența, își dovedesc utilitatea, în momentul optimizării vectorului, în cadrul procesului de proiectare, și reprezintă fundamentul de calcul în momentul implementării acestuia în sistem.

2.1.2 Criterii particulare:

Criteriile particulare se referă la problemele de dispunere a sistemului de recuperare în fuselajul roboților aerieni miniaturizați [SAB2016] și a secvenței de ejectare și deschidere, astfel încât acesta să-și poată îndeplini misiunea de recuperare/salvare. Aceste criterii sunt:

- Locația și forma compartimentului de depozitare trebuie să asigure condițiile favorabile pentru extragerea recuperatorului fără a fi afectat de componentele structurale ale robotului aerian miniaturizat;
- Compartimentul de stocare trebuie instalat în acea zonă a fuselajului, în care ejectarea sistemului de recuperare/salvare să nu necesite, pe cât posibil, sisteme suplimentare (de ex. sisteme balistice);
- În cazul salvărilor roboților aerieni miniaturizați există posibilitatea ca suprafețele de comandă să rămână blocate într-o poziție activă, lucru ce va face ca robotul aerian miniaturizat să aibă o mișcare necontrolată și haotică, existând riscul deschiderii incomplete sau parțiale a sistemului de salvare
- Compartimentul de depozitare trebuie să fie conceput și executat fără muchii ascuțite sau elemente care pot deteriora ansamblu recuperatorului sau pot împiedica funcționarea corectă a acestuia;
- Accesul facil la componentele UAV-ului în cadrul lucrărilor de mentenanță, impune realizarea unui compartiment de depozitare detașabil;
- Alegerea procedurii de aterizare într-o poziție orizontală, impune existența a trei puncte de acroșaj, de preferat două în fața și unul în spatele centrului de greutate;
- La sistemele de roboți aerieni miniaturizați care sunt lansate cu ajutorul catapultelor trebuie luată în calcul forța ce acționează asupra componentelor la decolare, componente

care dacă nu sunt bine dimensionate și fixate pot duce la o funcționare defectuoasă sau prematură;

- Existența unui sistem care poate deconecta parașuta după aterizare pentru evitarea redeschiderii ei pe sol și deteriorarea robotului aerian miniaturizat;
- Secvența de ejectare trebuie să reducă șocul la deschidere, prin menținerea voalului închis până la extinderea completă a suspantelor, iar apoi inflația să fie progresivă;
- Elementele parașutei sunt menținute tensionate, pentru a preveni oscilația voalului, ceea ce ar duce la o deschidere incompletă sau chiar la o inversare a ansamblului.

2.2. Condiții de selectare, instalare și utilizare a sistemului de recuperare în vectorul purtător

Sistemele de recuperare au o particularitate unică și anume aceea că funcționarea lor implică deplierea unor elemente textile, care inițial sunt stocate într-un volum mic, într-un timp foarte scurt de ordinul milisecundelor, sub acțiunea forțelor externe așa cum este prezentat sugestiv în **figura 22**.

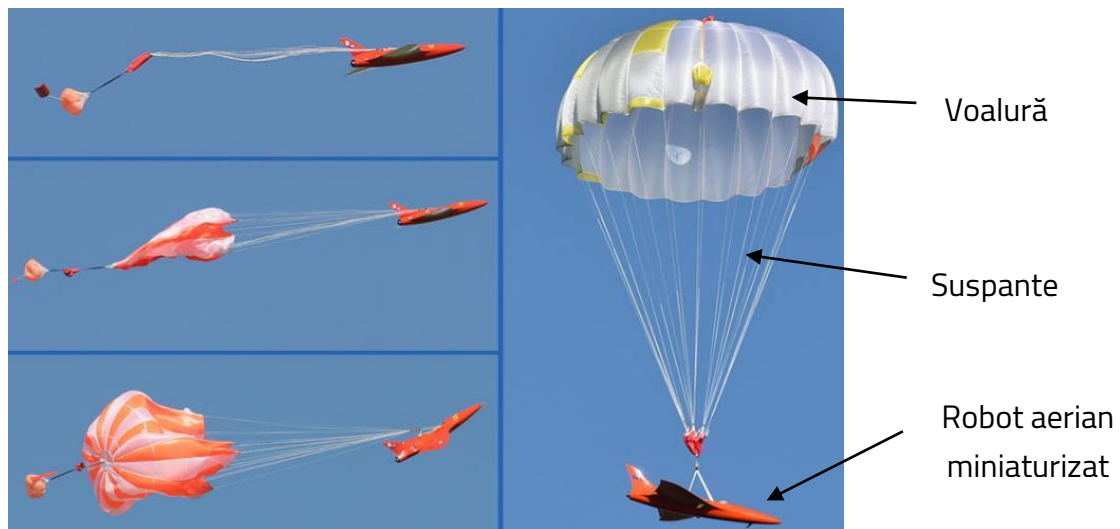


Figura 17 Vedere de ansamblu a sistemului de recuperare[www2020p]

Acest aspect ne impune să analizăm care sunt condițiile în care se selectează, instalează și utilizează elementele componente ale sistemului de recuperare.

2.2.1. Condiții de selectare a voalului

Structura voalului parașutei este afectată de forțele aerodinamice ce acționează asupra ei la momentul deschiderii, forțe care trebuie distribuite uniform, pentru evitarea suprasolicitărilor. Acest lucru se realizează prin dimensionarea corectă a formei geometrice alese.

În **tabelul 1** [www2019c] sunt prezentate principalele caracteristici ale materialelor utilizate la realizarea voalurilor.

Tabel 1 Caracteristici ale materialelor utilizate la realizarea voalurilor

Tipul materialului	Avantaje	Dezavantaje
Nylon	<ul style="list-style-type: none"> - cel mai utilizat material; - foarte rezistent; - elasticitate ridicată. 	<ul style="list-style-type: none"> - este afectat de radiația UV; - se topește la temperatură foarte mare.
Dacron	<ul style="list-style-type: none"> - rezistent la diferențele de temperatură; - greutate și volum redus; - porozitate redusă. 	<ul style="list-style-type: none"> - necesită tratare chimică pentru păstrarea stabilității în timp; - elasticitate mult mai mică decât Nylonul.
PTFE	<ul style="list-style-type: none"> - rezistență mare la rupere; - utilizat ca prim înlocuitor pt voalurile de mătase; - utilizat în general pentru sacii de împachetare. 	<ul style="list-style-type: none"> - cost mare de producție; - nu este la fel de rezistent ca Nylon-ul și Dacron-ul.
Nomex	<ul style="list-style-type: none"> - foarte rezistent la temperatură și radiația UV; - rezistență la rupere moderată spre înaltă. 	<ul style="list-style-type: none"> - elasticitate redusă;
Kevlar	<ul style="list-style-type: none"> - fiabilitate mare; - nu se topește sau arde; - rezistent la rupere. 	<ul style="list-style-type: none"> - elasticitate redusă; - sensibil la radiațiile UV; - dificil de prelucrat.
Spectra	<ul style="list-style-type: none"> - foarte rezistent la rupere; - porozitate scăzută; - utilizat în general pentru realizarea suspantelor. 	<ul style="list-style-type: none"> - nu este elastic; - își pierde proprietățile la temperaturi de peste 200°C; - dificil de cusut în procesul de fabricație.
Vectran-LCP	<ul style="list-style-type: none"> - caracteristicile sunt foarte asemănătoare cu Spectra; - imun la acizi și radiație UV. 	<ul style="list-style-type: none"> - caracteristicile sunt foarte asemănătoare cu Spectra; - este un material nou introdus în producția sistemelor de recuperare.
Zylon	<ul style="list-style-type: none"> - cel mai rezistent material pentru realizarea voalurilor de parașută; - bună rezistență la rupere. 	<ul style="list-style-type: none"> - elasticitate redusă; - vulnerabil la acțiunea UV.

2.2.2 Condiții de selectare a suspantelor

Suspantele sunt componente esențiale în construcția sistemului de recuperare, fiind puternic afectate de forțele axiale ce se dezvoltă pe timpul deschiderii recuperatorului. Din acest motiv în procesul de fabricație sunt utilizate suspantele multifilare.

Condițiile pe care acestea trebuie să le îndeplinească:

- să aibă o elasticitate optimă;
- trebuie să aibă o greutate și un volum redus pentru a optimiza spațiul de pliere și depozitare;
- rezistență mare la rupere, precum și la acțiunea factorilor externi (radiații, agenți chimici, etc);
- trebuie să aibă proprietatea de a nu se încurca la pliere și depliere;
- se recomandă proiectarea sistemului astfel încât numărul suspantelor să fie multiplu de 4 sau 8, iar numărul panourilor să nu fie mai mic de 12, pentru a exista o descărcare eficientă a efortului din suspante în voalură.

2.2.3 Condiții de instalare și utilizare a sistemului de recuperare

Deoarece roboții aerieni miniaturizați au o formă aerodinamică bine definită dispunerea compartimentului trebuie proiectată astfel încât la largarea parașutei să se facă la o distanță suficientă ca aceasta să nu intre în turbulențele fuselajului sau cu părți ale acestuia.

Un alt aspect important este să nu existe unghiuri drepte sau elemente care pot tăia componentele parașutei la largare. Totodată este important ca în timpul lucrărilor de mentenanță la sol să nu fie afectată structura parașutei.

Unele sistemele de roboți aerieni miniaturizați sunt lansați din catapulte mecanice sau pneumatice, în acest caz fiind necesare măsuri ca forțele ce acționează la decolare să nu activeze în mod prematur sistemul de recuperare.

Metodele de ejectare, descrise și în **figura 23**, pot fi clasificate după prioritatea în care ansamblul de elemente ale recuperatorului este extins pentru deschiderea parașutei:

- Voalura prioritară: în această metodă după ejectarea sistemului de recuperare voalura este extrasă din husă cu ajutorul unei linii până ce aceasta este complet extinsă (inclusiv suspantele) după care începe procesul de deschidere a parașutei.
- Suspantele prioritare: în această metodă este extrasă prima dată voalura împachetată (cu ajutorul unei parașute extractoare sau cu un sistem pirotehnic), până la extinderea completă a liniilor după care începe procesul de extragere a voalurii din container și începerea procesului de inflație.

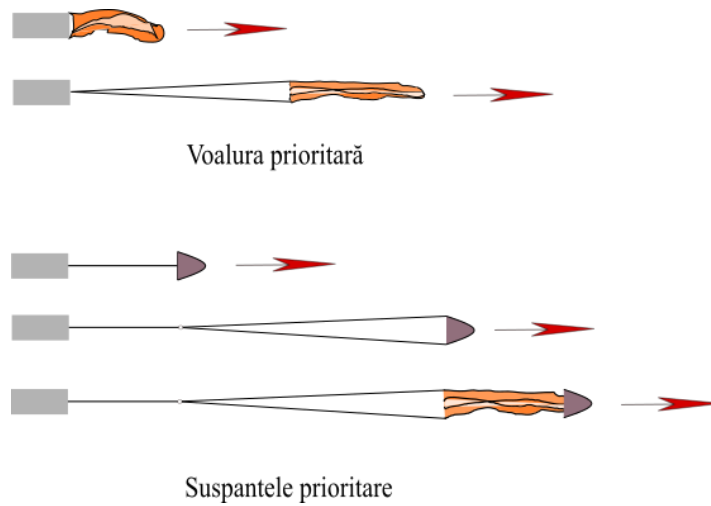


Figura 18 Prioritatea în etapele de deschidere

În funcție de locul unde este montat sistemul de recuperare, sunt prezentate patru metode de ejectare: necontrolată, semicontrolată, controlată și pirotehnică.

- **Ejectarea necontrolată:**

Deschiderea necontrolată prezentată în **figura 24** presupune ejectarea întregului ansamblu direct în jetul de aer fără sac de largare, parașută extractoare sau alte componente ajutătoare.

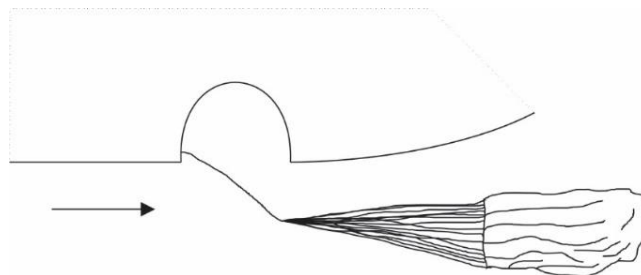


Figura 19 Ejectarea necontrolată

- **Ejectarea semicontrolată:**

Ejectarea semicontrolată prezentată în **figura 25** este foarte asemănătoare cu metoda de ejectare necontrolată, cu diferența că în această metoda este adăugată și o parașută extractoare. Rolul acesteia este de a întârzia procesul de deschidere până la extinderea completă a suspantelor și voalurii.

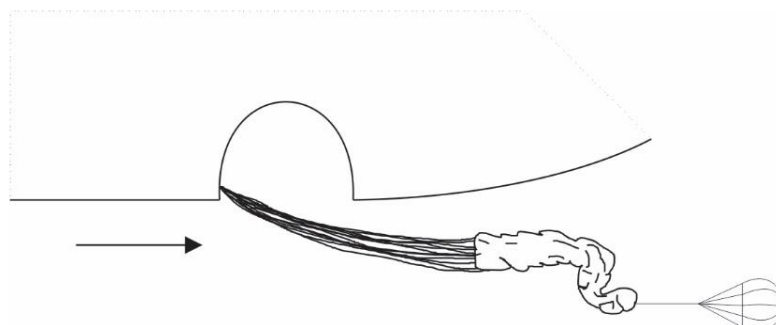


Figura 20 Ejectarea semicontrolată

- **Ejectarea controlată:**

Ejectarea controlată este una din cele mai sigure și eficiente metode utilizabile pentru orice sistem de recuperare sau de salvare și pentru orice viteză. Modul de funcționare a ejectării controlate este prezentat în **figura 26**.

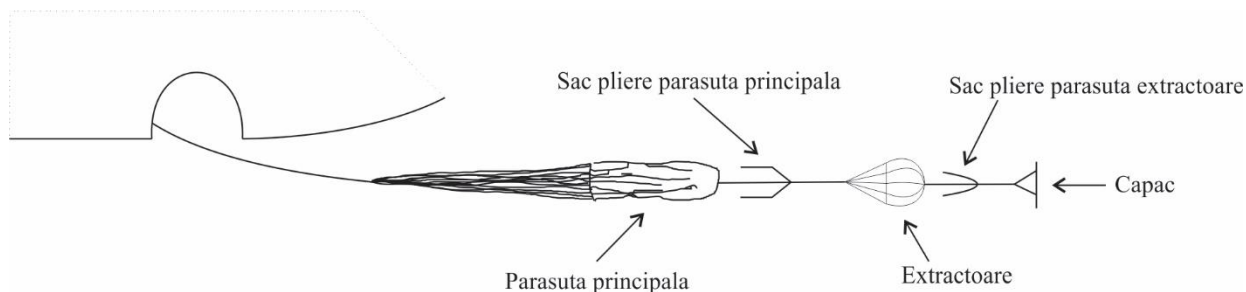


Figura 21 Ejectarea controlată

Ejectarea unui sistem cu deschidere controlată începe prin deschiderea compartimentului de stocare, care extrage parașuta extractoare, aflată într-o husă. Largarea acestuia trebuie să se facă la o distanță suficientă astfel ca parașuta extractoare să nu fie influențată de turbulența corpului de recuperat.

Pentru funcționarea fără sincope a procesului de deschidere este obligatoriu să fie respectată următoarea secvență: coardă, suspantă, voalură. Toate aceste elemente sunt dispuse în containere textile sau rigide, care permit desfășurarea sistemului în această ordine.

- **Ejectarea pirotehnică:**

Există situații în care datorită formei fuselajului, vitezei de operare sau evoluțiilor necontrolate este necesară implementarea unui sistem de ejectare pirotehnic prezentat în **figura 27**.

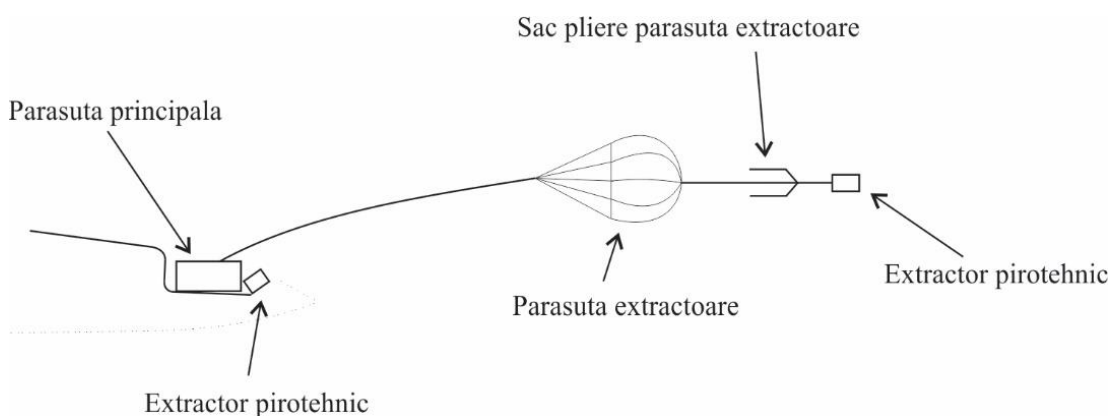


Figura 22 Ejectarea pirotehnică

2.3. Implementarea și testarea sistemului de recuperare în vectorul purtător

Implementarea și testarea presupune parcurgerea mai multor etape prin care sunt testate componentele operaționale ale sistemului de recuperare. Această testare se realizează prin etape de simulare numerică de tip CFD, teste de laborator, teste în condiții reale așa cum este prezentat în figura 28.

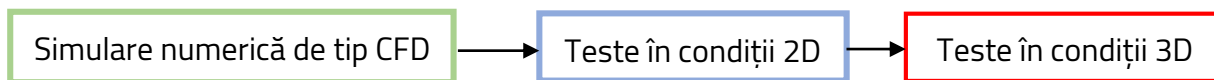


Figura 23 Succesiunea etapelor de testare

2.3.1 Simularea numerică de tip CFD:

Simularea numerică de tip CFD (Computation Fluid Dynamic) [SMS2017] este folosită în cadrul etapelor de testare și implementare pentru a determina parametrii care nu se pot calcula în cadrul etapelor experimentale. Metoda CFD folosește algoritmi și metode numerice pentru a modela și rezolva probleme de curgere a fluidelor.

Avantajul acestei metode este acela că se pot studia parametrii ca: viteza fileului de aer, comportamentul parașutei la diferite unghiuri de incidență, presiunea statică, presiunea dinamică, turbulența generată, intensitatea turbulenței generate, forța aplicată asupra voalului, în diferite condiții atmosferice și în diferite stadii de deschidere și funcționare.

2.3.2 Testarea în condiții 2D:

Testarea în condițiile 2D reprezintă o metodă prin care cu ajutorul echipamentelor de laborator se pot face observații și realiza măsurarea următorii parametrii de funcționare:

- Sincronizarea imaginilor video cu secvențele de deschidere;
- Timpul și modul de deschidere a sistemului de ejectare;
- Timpul și distanța de ejectare în diferite configurații de pliere;
- Analiza modului de extindere a componentelor sistemului de recuperare;

2.3.3 Testarea în condiții 3D:

Testele în condiții 3D sunt realizate prin utilizarea unei platforme mobile de test pe care sunt montați senzori și camere video în vederea culegerii datelor de deschidere.

În cadrul acestui test se validează unele date din simulările numerice de tip CFD și din cadrul testelor 2D. Parcurgerea cu succes a acestei etape este esențială în implementarea sistemului de recuperare în roboții aerieni miniaturizați.

Testele în condiții 3D vor urmări culegerea următoarelor date:

- Sincronizarea imaginilor video cu graficul forței de deschidere;

- Forța șocului la deschidere la diferite viteze;
- Timpul de deschidere la diferite viteze;
- Oscilațiile față de axa longitudinală;
- Variația coeficientului de rezistență la înaintare a voalului în funcție de viteza de deschidere;

2.4. Optimizarea sistemului de recuperare prin metoda Analytical Hierarchical Process (AHP)

Metoda AHP (Procesul de Ierarhizare Analitică) [MEL2012] permite o descompunere a problemei de rezolvat în subprobleme care pot fi evaluate cu ajutorul unor valori numerice ce sunt procesate pentru o clasificare și ierarhizare a fiecărei alternative pe o scară numerică. Analiza ce stă la baza metodei AHP pornește de la reducerea deciziilor complexe la o serie de comparații pe perechi, urmate de sintetizarea rezultatelor, prin utilizarea unui set de criterii de evaluare.

Ierarhia stabilită prin procedura AHP este:

Parașuta cruciforma	II	31,17%
Parașuta semisferica	I	39,04%
Parașuta rotativa	III	29,79%

2.5. Modelul matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați

Modelul matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați, pornește de la două date esențiale de intrare: masa totală de recuperat și viteza finală de recuperare.

Prin aplicarea sistemelor de ecuații și a datelor tabelare se pot determina parametrii constructivi și anume suprafața voalului și diametrul constructiv al acesteia. Alegerea geometriei specifice din datele tabelare ne va conduce la determinarea parametrilor funcționali: forța și șocul la deschidere, viteza critică, șocul la impact, distanța minimă de ejectare, timpul și distanța de deschidere.

Toți acești parametri determinați ne vor indica modul de comportare a sistemului de recuperare după ce acesta este activat și a intrat în funcțiune corect.

- Masa de recuperat:

$$W_T = W_p + W_L \quad 2.19$$

- Suprafața nominală a voalului:

$$S_0 = \frac{2mg}{\rho V^2 C_D} \quad 2.20$$

- Diametrul nominal:

$$D_0 = \sqrt{\frac{4S}{\pi}} \quad 2.21$$

- **Diametru construit:** în funcție de forma geometrică aleasă se aplică un coeficient de formă (w) [THE1992]

$$D_c = wD_0 \quad 2.22$$

- **Suprafața construită:**

$$S_c = \frac{1}{4}\pi D_c^2 \quad 2.23$$

- **Diametrul parașutei deschise:** este un parametru care se determină în raport de geometria voalului w_1 și diametru nominal:

$$\frac{D_p}{D_0} = w_1 \quad 2.24$$

- **Determinarea suprafeței parașutei extractoare:**

$$S_{extractoare} = zS_c \text{ principală} \quad 2.25$$

Z – coeficientul ce indică raportul parașutei extractoare în raport cu parașuta principală

Ca regulă generală forța de extragere pe care o exercită parașuta extractoare asupra pachetului voalului principale trebuie să fie minim egală, recomandabil de 4 ori mai mare față de greutatea de extras.

- **Distanța de deschidere:** Knacke [THE1992] precizează ca distanța de deschidere a parașutei este constantă pentru o geometrie specifică și depinde de diametrul parașutei deschise (D_p):

$$S_f = nD_p \text{ unde } \frac{D_p}{D_0} = n \quad 2.26$$

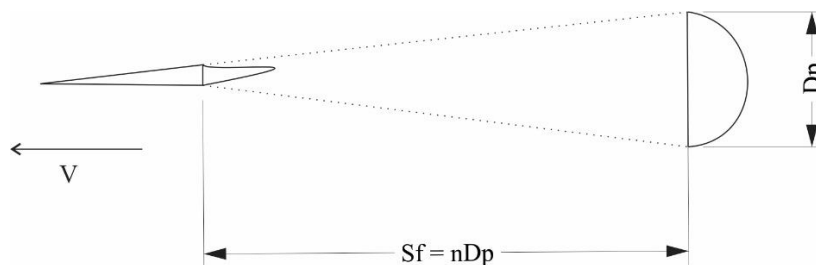


Figura 24 Distanța de deschidere

- **Timpul de deschidere:**

Cunoașterea timpului de deschidere a parașutei este foarte important în procesul de recuperare. Deoarece în fața parașutei se află o coloană continuă de aer, proporțională cu diametrul parașutei,

procesul de deschidere trebuie să aibă loc într-o unitate de timp bine definită. Astfel putem defini distanța de umplere după următoarea relație:

$$t_f = \frac{nD_0}{V} \quad 2.27$$

- **Forța la deschidere:**

$$F_x = C_d S q C_x X_1 \quad 2.28$$

X_1 – factor de reducere a forței (adimensional) și poate fi aproximat la 0.9 pentru parașuta principală și 1 pentru parașuta extractoare.

- **Distanța minimă dintre corpul robotului aerian miniaturizat și parașuta extractoare:**

În funcție de suprafața parașutei extractoare se determină suprafața robotului aerian miniaturizat pe care aceasta o "umbrește" - S_B .

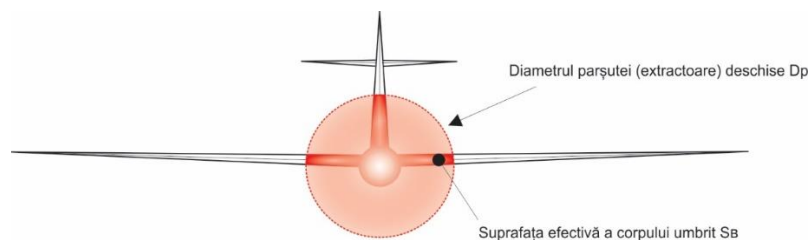


Figura 25 Determinarea suprafeței robotului aerian miniaturizat

Cu ajutorul ei se calculează suprafața corpului aflat în cădere liberă - D_B .

$$D_B = \sqrt{\frac{4 S_B}{\pi}} \quad 2.32$$

Distanța minimă este de cel puțin 6 ori D_B :

$$L = 6D_B \quad 2.33$$

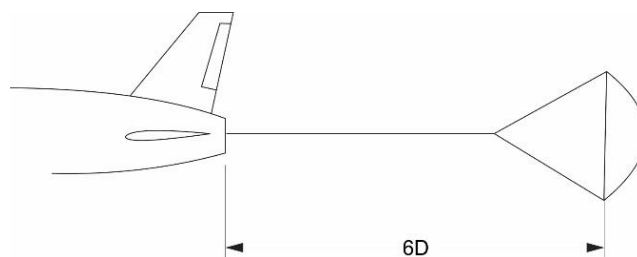


Figura 26 Distanța minimă de ejectare

- **Viteza critică de deschidere:**

Viteza critică de deschidere este definită, ca viteza minimă la care parașuta nu se deschide complet. Pe baza observațiilor experimentale s-a determinat că principalii factori care influențează viteza critică de deschidere sunt:

- porozitatea voalurii;
- distribuția porozității pe suprafața voalurii;
- forma geometrică a zonei inferioare a parașutei.

$$V_{critic} = 4 * V_{desc} \quad 2.35$$

2.6. Concluzii:

Din cele prezentate se poate observa că există o multitudine de opțiuni și soluții pentru selectarea unui sistem de recuperare/salvare, iar în alegerea acestuia decidentul trebuie să pună în balanță dacă:

- Utilizează sistemul de recuperare ca procedură standard de aterizare sau dacă este utilizat doar în cazurile cu totul excepționale de salvare ale robotului aerian miniaturizat.
- În funcție de soluția de utilizare se poate opta pentru un sistem reutilizabil, sau pentru un sistem de unică folosință.
- Există opțiunea ca sistemul să poată fi utilizat pentru recuperarea integrală a robotului aerian miniaturizat sau doar parțială a acestuia;
- Manevrabilitatea sistemului de recuperare este o altă opțiune care se poate lua în calcul. Acest aspect impune implementarea unui sistem de dirijare, ce implică o voalură care să ofere portanță. Acest lucru va duce la un mecanism mult mai complicat de deschidere.

Capitolul 3 CONCEPȚIA SIMULĂRII NUMERICE PENTRU SISTEMELE DE RECUPERARE PENTRU ROBOTII AERIENI MINIATURIZAȚI

În cadrul capitolului 3, pornind de la analiza AHP prin care au fost determinate parașutele ideale în recuperarea sistemelor aeriene miniaturizate, am realizat determinat parametrii funcționali pentru aceste tipuri de voaluri, și am efectuat simularea numerică și CFD a acestora.

3.1. Elementele de bază ale concepției de simulare a integrării și testării sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați

Etapa de determinare a parametrilor funcționali pentru sistemele de recuperare, pornește de la alegerea a trei condiții: geometria voalului, masa de recuperare și viteza finală de recuperare. Conceptul de management al etapelor de simulare este prezentat în figura 35.

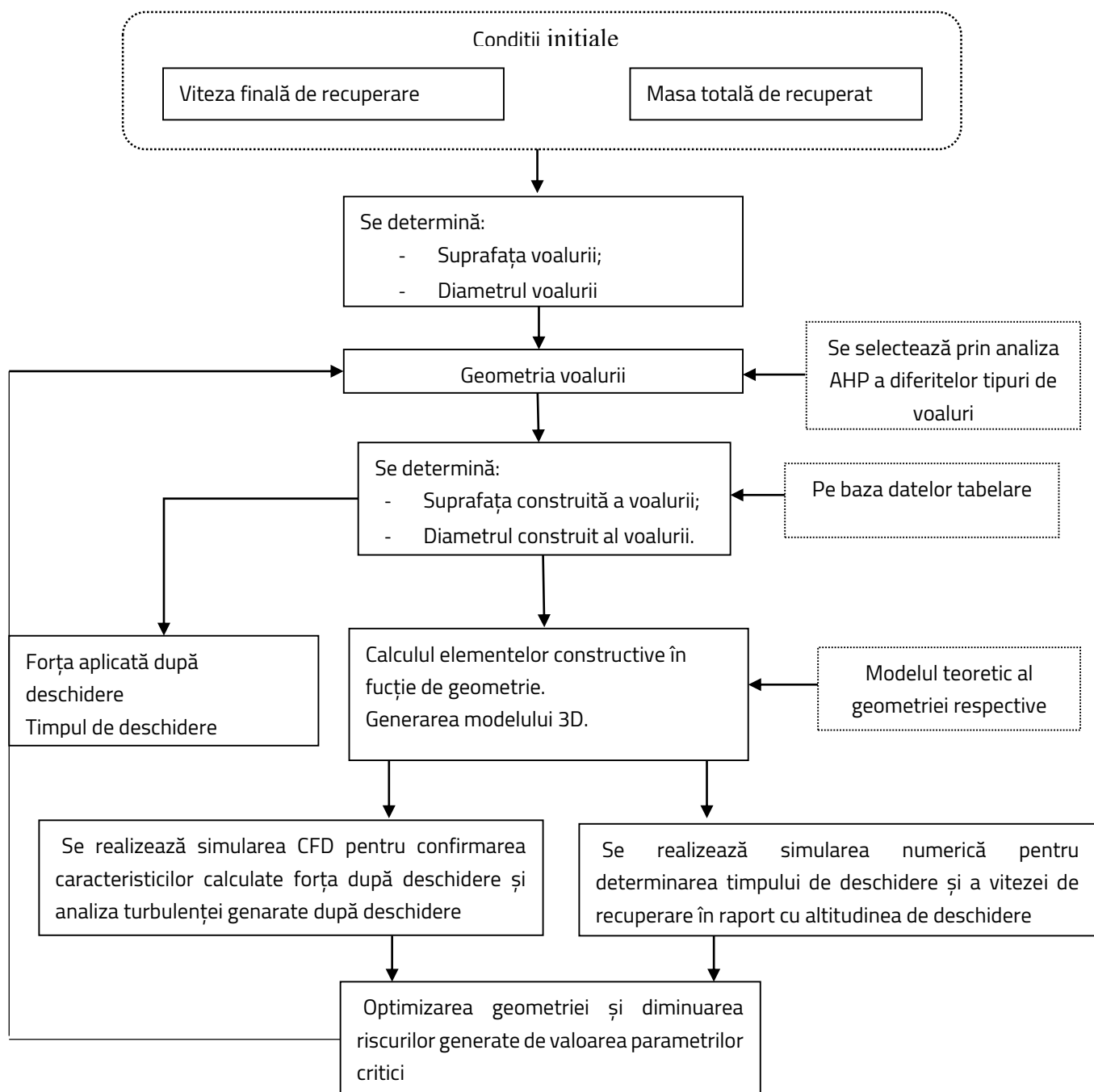


Figura 27 Conceptul de management al etapelor de simulare

3.2. Determinarea parametrilor funcționali și constructivi pentru sistemele de recuperare.

Pentru determinarea parametrilor funcționali și constructivi am pornit de la următoarele date de intrare prezentate în tabelul 6.

Tabel 2 Parametrii funcționali pentru calculul sistemelor de recuperare

Parametrii intrare	Voalura parașută principală		Voalura parașută extractoare
	Sferică	Cruciformă	Sferică
Greutatea totală	1 -7 kg		
V_{rec} finală	5 – 10 m/s		
C_d	0.7	0.85	0.7

3.2.1 Determinarea parametrilor funcționali:

Pentru a înțelege cât mai bine procesele și forțele specifice ce acționează asupra parașutelor identificate, am elaborat un algoritm de calcul în programul MathLab. Acesta determină parametrii funcționali (suprafață și diametru) ai voalului parașutei principale precum și a parașutei extractoare, în funcție de masa de recuperat, precum și de viteza la care aceasta se dorește a fi încetinită după deschidere. **Forța calculată în acest caz este forța aplicată asupra voalului după stabilizare.** În urma rulării programului rezultatele calculelor pentru parametrii constructivi ce definesc cele două tipuri de voaluri și parașutele extractoare sunt detaliate în anexa 3.1 pentru voalura sferică și anexa 3.2 pentru voalura cruciformă sub formă tabelară după cum urmează:

Tabel 3 Parametrii constructivi Anexa 3.1 și Anexa 3.2

Masa de recuperat (kg)	Viteza de lansare (m/s)	Parametrii constructivi pentru									
		Parașuta principală (sferică / cruciformă)					Parașuta extractoare				
		S(mp)	D(m)	t(s)	F2.5%(N)	F100%(N)	V critic (m/s)	S (mp)	D (m)	t (s)	F des (N)

Valorile au fost calculate pentru o atmosferă standard la nivelul mării (AMSL) pentru presiunea atmosferică este de $1.225 \text{ Kg}/\text{m}^3$ și temperatura de 15°C . Din motive tehnice și financiare studiul celor două sisteme de recuperare se va limita la un singur model din fiecare voalură. În acest sens am selectat ca masa de recuperare pentru care se vor testa voalurile să fie de 3kg.

Tabel 4 Parametrii constructivi pentru parașutele sferice și cruciforme de test

Tipul de voalură	Masa de recuperat (kg)	Viteza finală (m/s)	Parașuta principală					Parașuta extractoare			
			S (mp)	D (m)	t (s)	F100%(N)	V critic (m/s)	S (mp)	D (m)	t (s)	F des (N)
Sferică	3	5	2.75	1.87	0.26	37.08	20	0.08	0.32	0.011	1.24
Cruciformă	3	5	2.26	1.70	0.24	31.78	20	0.068	0.29	0.010	1.02

3.2.2. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta sferică:

Voalura acestui tip de parașută este realizată sub forma unui poligon regulat realizat din N panouri triunghiulare, construită ca o suprafață dreaptă cu un orificiu central de stabilizare. Numărul de panouri este ales aleatoriu, în funcție de soluția aleasă de constructor. Baza de calcul este prezentată în figura 36

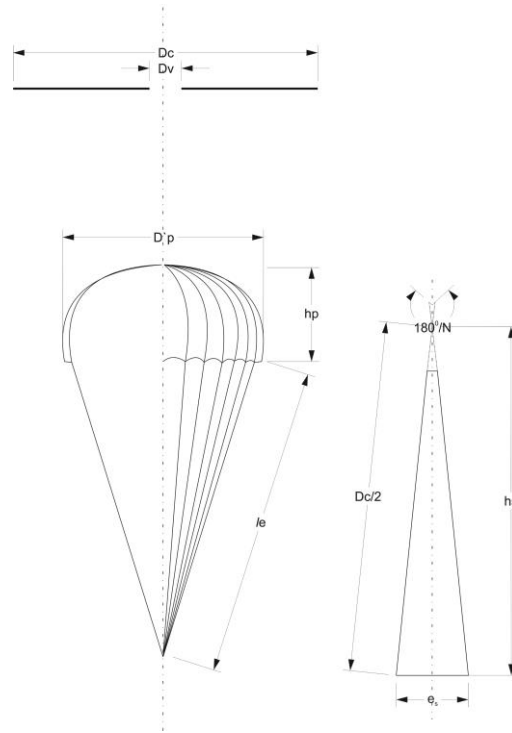


Figura 28 Geometria parașutei sferice

$$h_s = \sqrt{\frac{S_0}{N \tan(180^\circ/N)}} \quad (1) \quad 3.1$$

$$e_s = 2h_s \tan(180^\circ/N) \quad 3.2$$

$$S_c < 0,01S_0 \quad 3.3$$

$$\frac{l_e}{D_0} \approx 0,8 \text{ la } 1,25 \quad 3.4$$

$$\frac{D_p''}{D_0} \approx 0,67 \quad 3.5$$

$$\frac{h_p}{D_p''} \approx 0,41 \quad 3.6$$

$$D_v \approx 10\%D_c \quad 3.7$$

Geometria unui panou se obține din aplicarea relațiilor (3.1) și (3.2) în raport de numărul de panouri alese a fi utilizate (N) și de suprafața nominală a voalului (S_o). Lungimea suspantelor (l_e) coincide de obicei cu diametrul nominal (D_o), însă pentru ajustarea timpului de deschidere și a geometriei voalului deschise acestea pot fi calculate în marja de 0,8 la 1,25 din diametrul nominal (D_o). Diametrul orificiului de stabilizare (D_v) trebuie să fie aproximativ 10% din diametrul construit (D_c).

În cazul particular al parașutei sferice pentru o masă de recuperat de 3 kg au fost calculate următoarele valori:

Tabel 5 Parametrii determinați pentru parașuta sferică

Parametrii determinați pentru parașuta sferică de test										
S_o	S_v	D_o	D_c	D_p	D_v	N	h_s	e_s	l_e	h_p
$2.47m^2$	$2.5m^2$	1.77m	1.25m	1.18m	0.16m	12	0.98m	0.32m	1.77m	0.48m

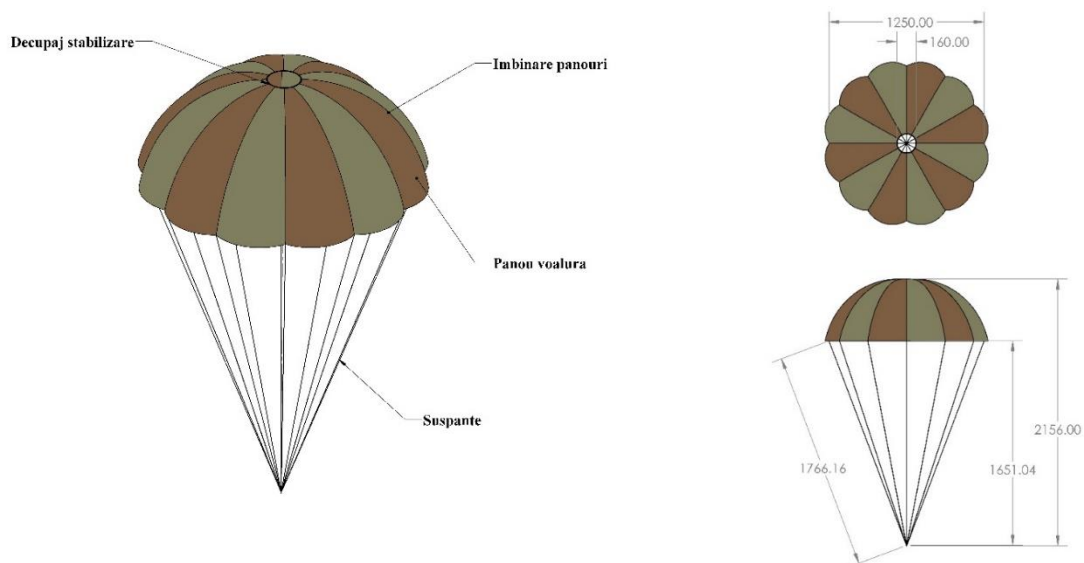


Figura 29 Modelul 3D al parașutei sferice de test



Figura 30 Modelul confecționat al parașutei sferice de test

3.2.3. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta cruciformă:

Acest model de parașută are un design foarte simplu, care constă din două panouri rectangulare identice. Construcția ei presupune suprapunerea celor două panouri în formă cruciformă

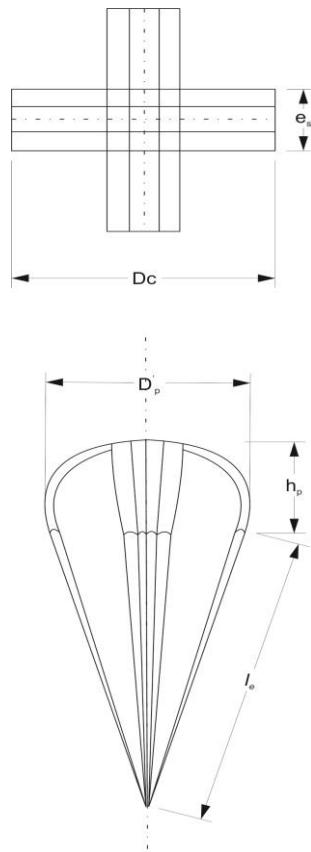


Figura 31 Baza de calcul pentru geometria parașutei cruciforme

$$S_0 = 2D_c e_s - e_s^2 \quad 3.8$$

$$\frac{l_e}{D_0} = 1 \text{ to } 2 \quad 3.9$$

$$\frac{e_s}{D_c} = 0,263 \text{ la } 0,333 \quad 3.10$$

Geometria unui panou se obține din aplicarea relației (3.8) în raport de diametrul construit (D_c) și suprafața nominală necesară pentru masa de recuperat (S_0). Lungimea suspantelor (l_e) coincide de obicei cu diametrul nominal (D_0), însă pentru ajustarea timpului de deschidere și a geometriei voalului deschise acestea pot fi calculate în marja de 1 la 2 din diametrul nominal (D_0). Numarul de suspante este egal cu pliurile de întărire a panourilor.

În cazul particular al parașutei cruciforme pentru o masă de recuperat de 3 kg au fost calculate următoarele valori:

Tabel 6 Parametrii determinați pentru parașuta cruciformă:

Parametrii determinați pentru parașuta cruciformă de test					
S_0	D_0	D_c	N	e_s	l_e
$2.08m^2$	1.61m	1.91m	2	0.45m	1.6m

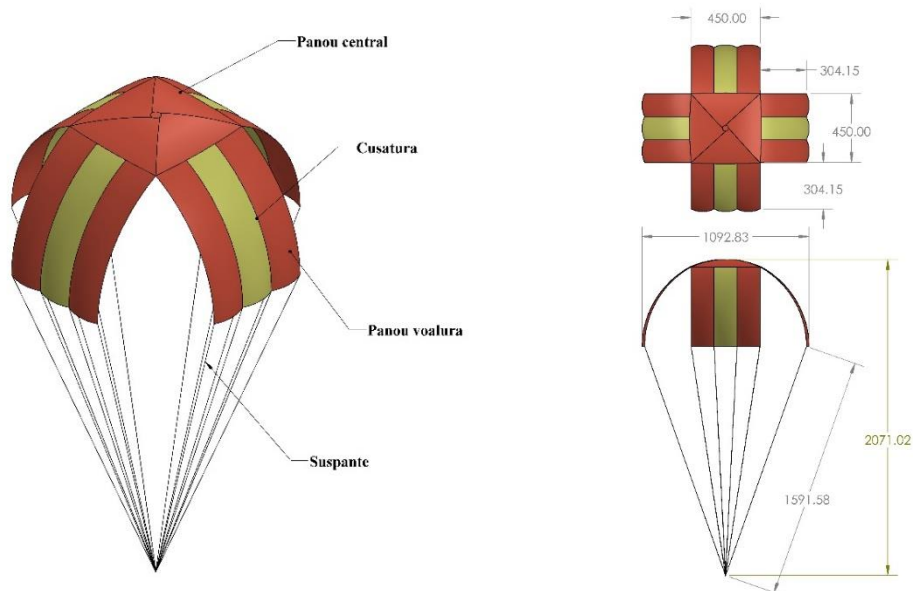


Figura 32 Modelul 3D al parașutei sferice de test



Figura 33 Modelul confecționat al parașutei cruciforme de test

3.2.4. Determinarea parametrilor constructivi pentru parașuta extractoare:

Rolul principal al parașutei extractoare este acela de a realiza o deschidere treptată, a sistemului de recuperare, cu scopul de a îndepărta parașuta de fuselajul UAV-ului și totodată de reducere a șocului la deschidere.

După cum se poate observa în Anexa 3.1 și Anexa 3.2 diametrul nominal (D_o) și suprafața nominală (S_o) a parașutei extractoare au valori aproximativ egale, am luat decizia de a realiza un singur model.

Pentru parașuta extractoare utilizată în cadrul testelor, parametrii constructivi au fost calculați după metoda prezentată la parașuta sferică.

Tabel 7 Parametrii determinați pentru parașuta cruciformă

Parametrii determinați pentru parașuta sferică extractoare de test						
S_o	D_o	D_c	N	h_s	e_s	l_e
2.47m ²	1.77m	1.25m	12	0.98m	0.32m	1.77m

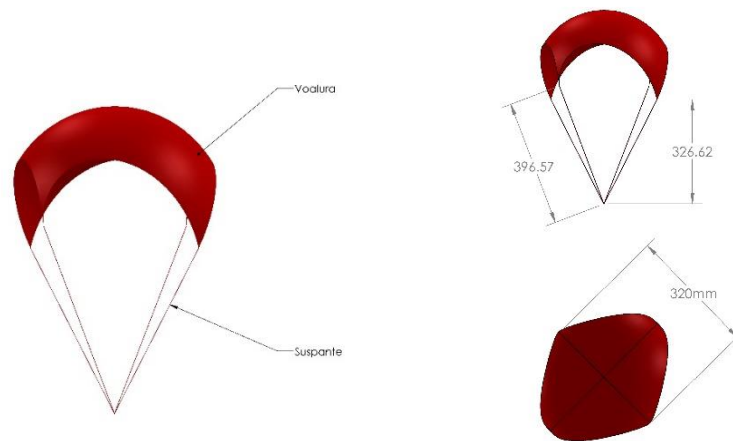


Figura 34 Modelul 3D al parașutei extractoare de test

3.3. Simularea numerică a parametrilor constructivi pentru sistemul de recuperare după etapa de deschidere

Deoarece operarea sistemelor aeriene robotizate miniaturizate se realizează la înălțimi mici (de regulă sub 500 m), este necesar să investigăm cum densitatea atmosferică influențează procesul de deschidere în funcție de altitudinea la care se produce.

În operarea sistemelor aeriene robotizate miniaturizate sunt utilizate două tipuri de referințe care indică locul unde se desfășoară zborul și anume:

AMSL – *Above Mean Sea Level* și se referă la altitudinea măsurată față de nivelul mării ca sistem de referință.

AGL – *Above Ground Level* și se referă la altitudinea măsurată față de locul de decolare ca sistem de referință.

Întrucât densitatea atmosferei scade odată cu creșterea altitudinii, am utilizat datele furnizate de standardul ISO/76, pentru a determina cum acest factor influențează viteza și timpul de deschidere a celor două tipuri de parașute studiate.

Un alt aspect pe care l-am luat în calcul este acela ca majoritatea sistemelor aeriene robotizate miniaturizate, au o marjă de modificare a masei payload-ului, astfel ca am simulat acest aspect pentru sarcini de 3.5kg și 4 kg.

Conform datelor din tabelul 12 pentru cele două sisteme de recuperare viteza de recuperare variază liniar și similar pe intervalul 5m/s la 5.8m/s până la altitudinea de 3000m.

Tabel 8 Variația vitezei de recuperare în funcție de altitudine și masa de recuperat

Altitudine (m) AMSL	Parașuta sferică			Parașuta cruciformă		
	Viteza finală (m/s) pentru masa de recuperat					
	3kg	3.5kg	4kg	3kg	3.5kg	4kg
0	5	5.4	5.7	5	5.4	5.7
500	5.1	5.5	5.9	5.1	5.52	5.91
1000	5.25	5.6	6.06	5.25	5.67	6.06
1500	5.37	5.8	6.21	5.38	5.8	6.22
2000	5.51	5.9	6.36	5.51	5.96	6.37
2500	5.66	6.11	6.53	5.65	6.09	6.53
3000	5.8	6.27	6.69	5.79	6.25	6.67

Altitudinea de 2500m AMSL reprezintă altitudinea critică pentru parașutele sferice și cruciforme. Deschiderea după această altitudine va avea ca și consecință o creștere a vitezei de recuperare, peste valoarea estimată.

Având în vedere suprafața și masa mică a robotului aerian miniaturizat există posibilitatea ca în anumite condiții de densitate, temperatură, umiditate și vânt sistemul să nu funcționeze corespunzător. Datorită operării la înălțimi mici timpul de deschidere reprezintă un factor important în decizia de implementare a unui anumit tip de parașută pentru recuperarea unui robot aerian miniaturizat.

Variația timpului de deschidere în raport cu altitudinea ne arată că timpul de deschidere variază liniar până la altitudinea de 3000m AMSL între 0.2s și 0.18 s. Rezultatele numerice sunt consemnate în tabelul 13.

Tabel 9 Variația timpului de deschidere în funcție de altitudine și masa de recuperat

Altitudine (m)	Parașuta sferică			Parașuta cruciformă		
	Timpul de deschidere(s) pentru masa de recuperat					
	3kg	3.5kg	4kg	3kg	3.5kg	4kg
0	0.26	0.24	0.22	0.23	0.21	0.2
500	0.25	0.23	0.22	0.23	0.21	0.2
1000	0.24	0.23	0.21	0.22	0.2	0.19
1500	0.24	0.22	0.21	0.22	0.2	0.19
2000	0.23	0.21	0.2	0.21	0.19	0.18
2500	0.20	0.21	0.23	0.21	0.19	0.18
3000	0.19	0.20	0.22	0.20	0.18	0.17

Altitudinea de 2500m AMSL reprezintă și din acest punct o altitudine critică în procesul de deschidere. Deoarece datele au fost calculate în atmosferă standard, în situații reale ținând cont și de alte particularități meteorologice este posibil ca după această altitudine sistemul să nu se mai deschidă în mod corespunzător.

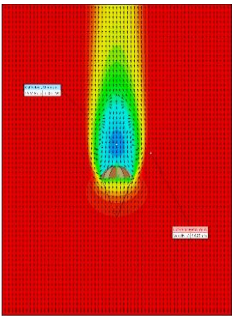
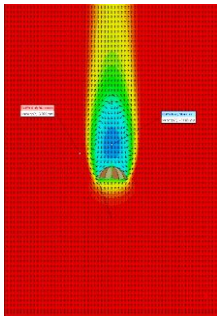
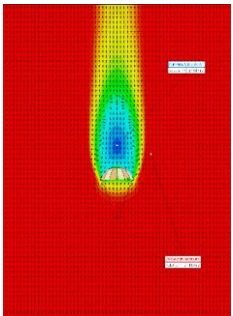
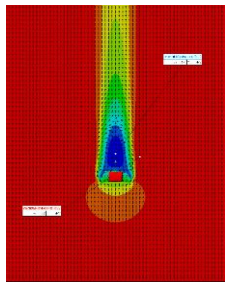
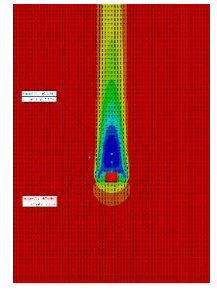
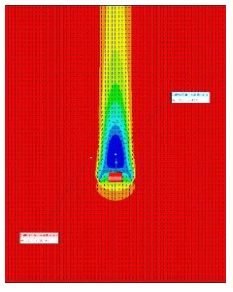
3.4. Modelarea CFD a parametrilor sistemelor de recuperare după etapa de deschidere;

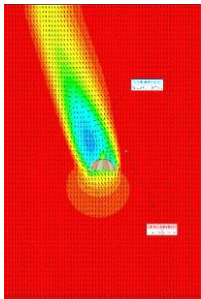
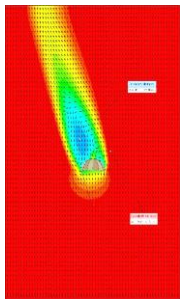
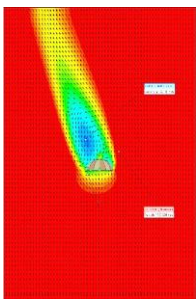
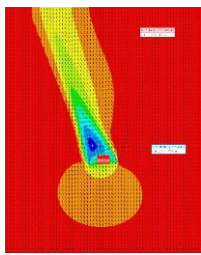
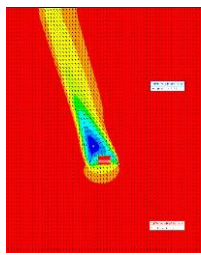
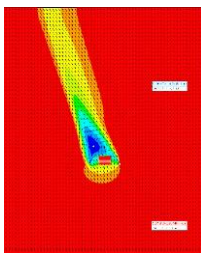
Pentru a pune în evidență fenomenele aerodinamice ce au loc asupra sistemelor de recuperare după deschiderea acestuia am utilizat mediul de simulare CFD Floworks [SSS2017], cu ajutorul căruia am realizat un studiu comparativ între cele două tipuri de parașute: sferică și cruciformă.

Analiza s-a desfășurat pentru condițiile inițiale descrise în tabelul 8 pentru a determina următorii parametri ce acționează asupra parașutelor sferice și cruciforme după deschidere, după cum urmează:

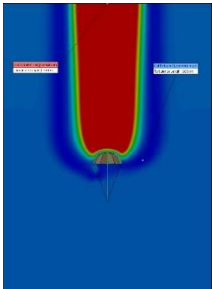
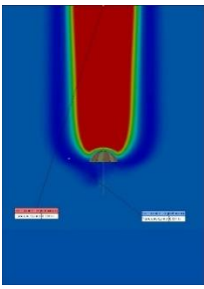
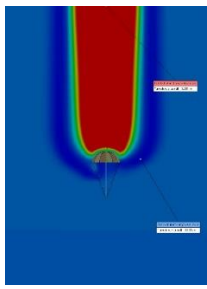
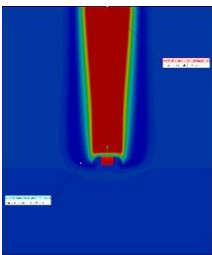
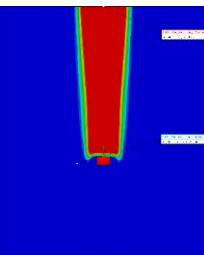
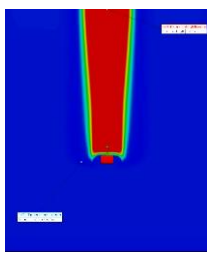
- Viteza fileului aer în contact cu suprafața parașutelor;
- Intensitatea turbulenței generate de voalurile parașutelor sferice și cruciforme;
- Lungimea turbulenței generate de voalurile parașutelor sferice și cruciforme;
- Presiunea dinamică generată asupra suprafeței voalurilor parașutelor sferice și cruciforme;
- Forța aplicată asupra parașutelor sferice și cruciforme după deschidere.

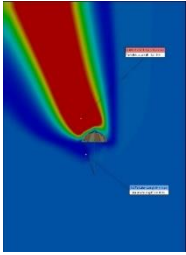
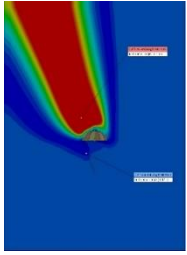
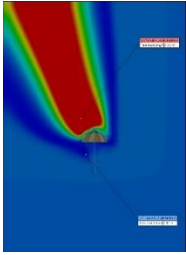
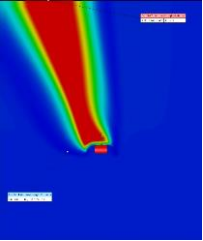
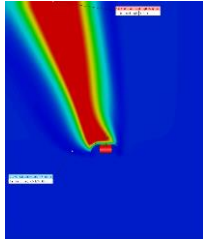
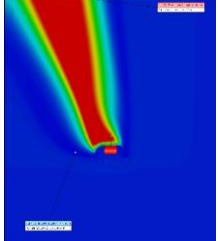
3.4.1 Viteza fileului aer în contact cu suprafața parașutelor

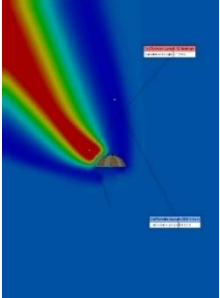
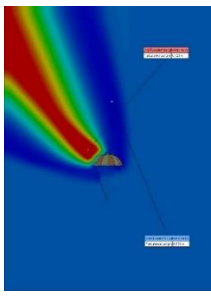
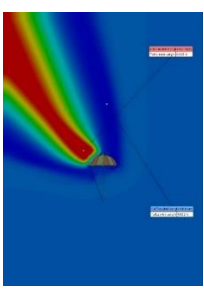
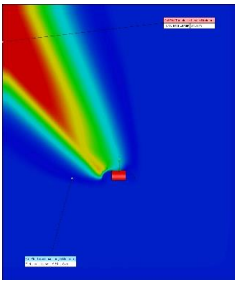
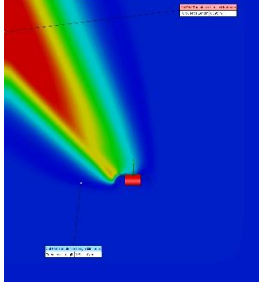
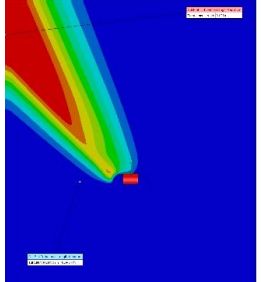
Unghiul de incidență	Explicații sistem și colectare date	Viteza descensională		
		5 m/s	5.4 m/s	5.7 m/s
$\alpha - 0^\circ$	Parașuta Sferică			
	Viteza desprindere (m/s)	5.62	6.07	6.41
	Viteza turbion (m/s)	1.88	2.04	2.15
	Parașuta cruciformă			
	Viteza desprindere (m/s)	5.06	6.32	6.68
Viteza turbion (m/s)	2.14	2.31	2.46	

$\alpha - 15^\circ$	Parașuta Sferică			
	Viteza desprindere (m/s)	5.51	5.97	6.29
	Viteza turbion (m/s)	1.84	1.99	2.11
	Parașuta cruciformă			
	Viteza desprindere (m/s)	6.22	6.73	7.05
	Viteza turbion (m/s)	1.56	1.67	1.77

3.4.2. Lungimea turbulenței generate de voalurile parașutelor sferice și cruciforme;

Unghiul de incidență	Explicații sistem și colectare date	Viteza descensională		
		5 m/s	5.4 m/s	5.7 m/s
$\alpha - 0^\circ$	Parașuta Sferică			
	Lungime turbulență (m)	0.261	0.261	0.261
	Parașuta cruciformă			
	Lungime turbulență (m)	0.193	0.193	0.193

$\alpha - 15^\circ$	Parașuta Sferică			
	Lungime turbulență (m)	0.213	0.213	0.213
	Parașuta cruciformă			
	Lungime turbulență (m)	0.129	0.129	0.128

$\alpha - 30^\circ$	Parașuta Sferică			
	Lungime turbulență (m)	0.123	0.123	0.123
	Parașuta cruciformă			
	Lungime turbulență (m)	0.100	0.099	0.099

Studiul pe problematica simulării s-a efectuat pentru două tipuri de parașute și anume parașuta sferică și parașuta cruciformă;

În cadrul simulării s-a studiat, o serie de interdependențe între factorii care acționează asupra parașutei pe timpul recuperării, forma și suprafața voalului în contact cu aerul.

Ca factori au fost studiați: viteza fileului de aer; intensitatea turbulenței generată de voalurile parașutei; lungimea turbulenței generate de voalurile parașutelor și presiunea dinamică generată asupra suprafeței voalurilor parașutelor sferice și cruciforme.

Ca variabile s-au utilizat: unghiul de incidență sub care coboară sistemul de recuperare; și vitezele descensionale ale parașutei corespunzătoare maselor de 3kg, 3.5kg și 4kg.

3.5. Concluzii

Eficiența sistemelor de recuperare este influențată de altitudinea la care acestea sunt utilizate. Astfel există o zonă critică unde sistemul în anumite condiții meteorologice are posibilitatea să nu funcționeze corect, precum și existența unor zone periculoase unde sistemul va funcționa cu întârziere. Acesta este un aspect foarte important care trebuie luat în calcul atunci când se decid misiunile pentru roboții aerieni miniaturizați.

Analiza parametrilor de viteză a fileului de aer, intensitate turbulență, lungime turbulență, distribuția presiunii dinamice ne dau acele informații prin care putem vizualiza cum desprinderea fileului de aer, turbulențele create și distribuția acestora afectează stabilitatea parașutei pe traiectorie.

Rularea softului de analiză ne confirmă faptul că valorile inițiale calculate pentru cele două sisteme de recuperare corespund cu valorile generate în urma simulărilor.

Un aspect foarte important desprins în urma simulărilor este acela că parașuta cruciformă are o stabilitate mult mai mare decât parașuta sferică indiferent de unghiul de incidență;

Analiza vitezei ne arată că variația vitezei descensionale pentru parașuta sferică este mult mai mică decât la parașuta cruciformă, ceea ce duce la concluzia că fiecare sistem de recuperare trebuie utilizat doar pentru aplicații dedicate (recuperare, aterizare, captură). Aceste date vor fi confirmate de testele 2D și 3D.

Pagină goală

Capitolul 4 CERCETĂRI EXPERIMENTALE AVANSATE PRIVIND INTEGRAREA ȘI TESTAREA SISTEMELOR DE RECUPERARE PENTRU ROBOȚI AERIEI MINIATURIZAȚI

4.1 Etape, echipamente și date cuprinse în managementul cercetării experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați

Scopul cercetărilor experimentale este de a valida rezultatele din cadrul calculelor și simulărilor numerice în condiții reale de operare.

Obiectivul este de a măsura și cuantifica modul de funcționare a componentelor sistemului de parașută în prezența factorilor neprevăzuți, precum și influența elementelor constructive ale roboților aerieni în timpul etapei de deschidere în condiții reale și reprezintă cheia necesară în procesul de optimizare a sistemelor de recuperare

Prelevarea datelor privind timpul de deschidere, stabilitatea pe traiectorie, șocul la deschidere, viteza descensională, oscilația pe traiectorie, în cadrul cercetării experimentale este realizată prin mai multe metode de testare:

- **Teste în condiții dinamice 2D:** sunt realizate în laborator și au rolul de a determina corectitudinea etapelor de pliere și deschidere a sistemului recuperator, precum și a elementelor mecanice de ejectare a acestuia. Ele reprezintă metoda principală, de validare a etapelor de funcționare și de măsurare a timpului de deschidere. Este de remarcat faptul că acest test este realizat în laborator fără a fi influențate de vreun factor extern.

- **Teste în condiții dinamice 3D:** acesta presupune instalarea sistemului de recuperare pe o platformă mobilă împreună cu sensoristica de măsurare. Prin deplasarea platformei mobile la diferite viteze, se vor determina parametrii ce acționează asupra sistemelor de recuperare.

Pentru fiecare metodă de testare sunt utilizate diferite tipuri de senzori cu ajutorul cărora se realizează prelevarea datelor.

Realizarea măsurărilor va fi efectuată prin testarea mai multor proceduri de pliere a voalului, precum și utilizarea diferitelor proceduri de ejectare a sistemului de recuperare (fără sac de pliere, cu sac de pliere, cu sac de pliere și parașută extractoare).

Datele prelevate și stocate cu ajutorul plăcii de achiziție trebuie interpretate în raport de datele numerice determinate în etapa de simulare. Toate aceste rezultate obținute au rolul de a determina dacă sistemul testat îndeplinește condițiile impuse pentru recuperarea în siguranță a unui robot aerian miniaturizat.

4.2 Arhitecturi fizice și funcționale ale sistemelor de testare a sistemelor de recuperare

În cadrul acestei etape experimentale au fost testate două sisteme de recuperare, identificate a fi optime în cadrul analizei AHP. Din motive logistice și financiare au fost realizate voalurile care îndeplinesc cerințele de recuperare pentru sisteme cu o sarcină totală la decolare de 3kg și o viteză de recuperare finală de 5m/s.

Pentru fiecare procedură de testare în parte au fost utilizați senzori specifici, care au fost integrați în sistemele de colectare a datelor așa cum sunt descrise la fiecare subsistem în parte.

Construcția fizică a sistemelor a fost realizată în următoarele etape:

- Construcția fizică a voalului parașutelor de recuperare;
- Construcția fizică a sacului de împachetare și a sistemului ejector;
- Construcția sistemului de măsurare a forței de deschidere în sistem 2D;
- Construcția sistemului de măsurare a forței de deschidere în sistem 3D.

4.2.1. Sistemului ejector și electronica aferentă

În cadrul acestui test ne-am propus testarea a două tipuri de ejectoare:

- Ejectorul cu largare verticală;
- Ejectorul cu largare laterală.

Cele două sisteme de ejectare pot fi folosite pentru largarea parașutelor atât în sistem necontrolat cât și în sistem controlat prin introducerea sacului de pliere și a parașutei extractoare.

4.2.1.1. Ejectorul cu largare verticală

Sistemul cu largare verticală este unul din cele mai simple sisteme de realizat și presupune existența unui container de stocare și a unui resort care va împinge sistemul de recuperare în fileul de aer. Resortul poate fi unul mecanic, pirotehnic sau pe baza de gaz.

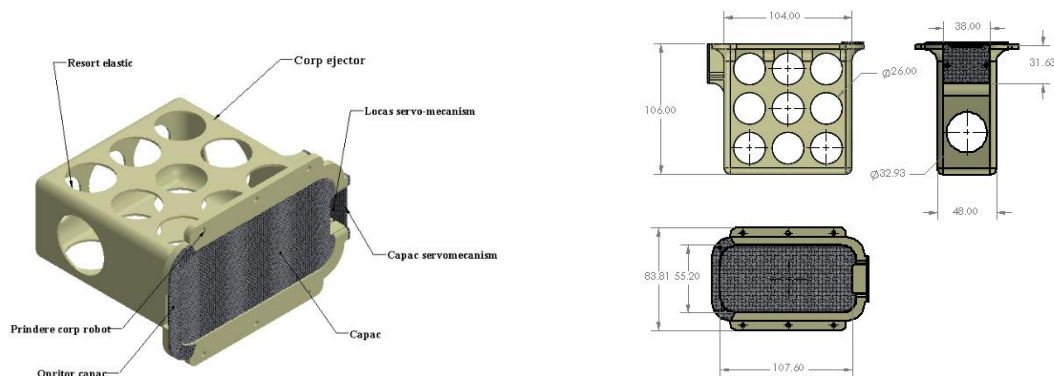


Figura 35 Sistemul ejector

Ejectorul cu largare verticală este compus din: corp ejector; locaș servomecanism; capac; opritor capac; prindere corp robot; resort elastic

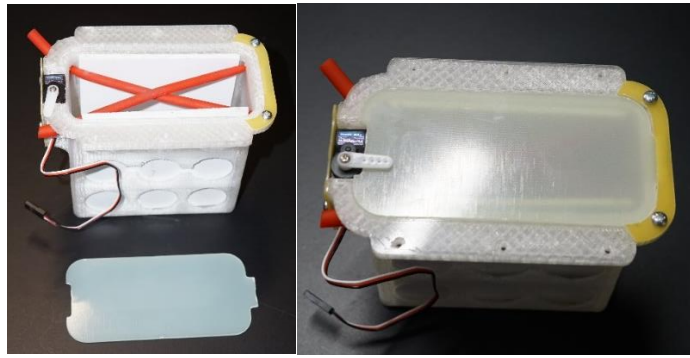


Figura 36 Sistemul propriu de ejectare realizat pt testarea sistemelor de recuperare

4.2.1.2. Ejectorul cu largare laterală:

Pentru existența datelor comparative în cadrul testelor a fost achiziționat și un sistem de ejectare laterală prezentat în **figura 57** destinat cu precădere multicopterelor, produs de firma Opale [www2020r].

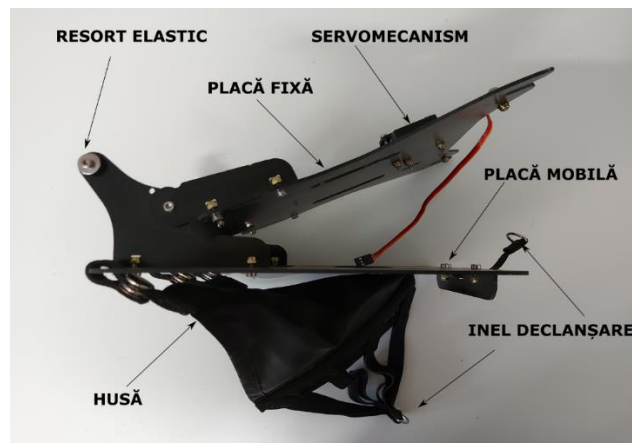


Figura 37 Sistem de ejectare laterală

Ejectorul cu largare laterală este compus din: placă fixă; placă mobilă; servomechanism; inelul de declanșare; husă; resortul elastic;



Poziția A - Închis

Poziția B - Deschis

Figura 38 Sistem de ejectare laterală

După cum se poate observa în figura 58 după transmiterea semnalului de comandă către servomecanism, acesta eliberează inelul de declanșare și acționarea resortului elastic. Placa mobilă, husa și sistemul de recuperare trec din poziția A în poziția B. Atingerea poziției B este momentul în care sistemul de recuperare a părăsit corpul ejectorului.

4.2.2. Construcția sistemului de prelevare a datelor în sistem 2D

În cadrul testelor efectuate în sistem 2D, prelevarea datelor au fost realizate în laboratorul de Sisteme Mecatronice a Facultății de Design și Mediu din cadrul Universității Transilvania Brașov. Activitatea s-a realizat prin organizarea unui banc de testare descris în figura 60.

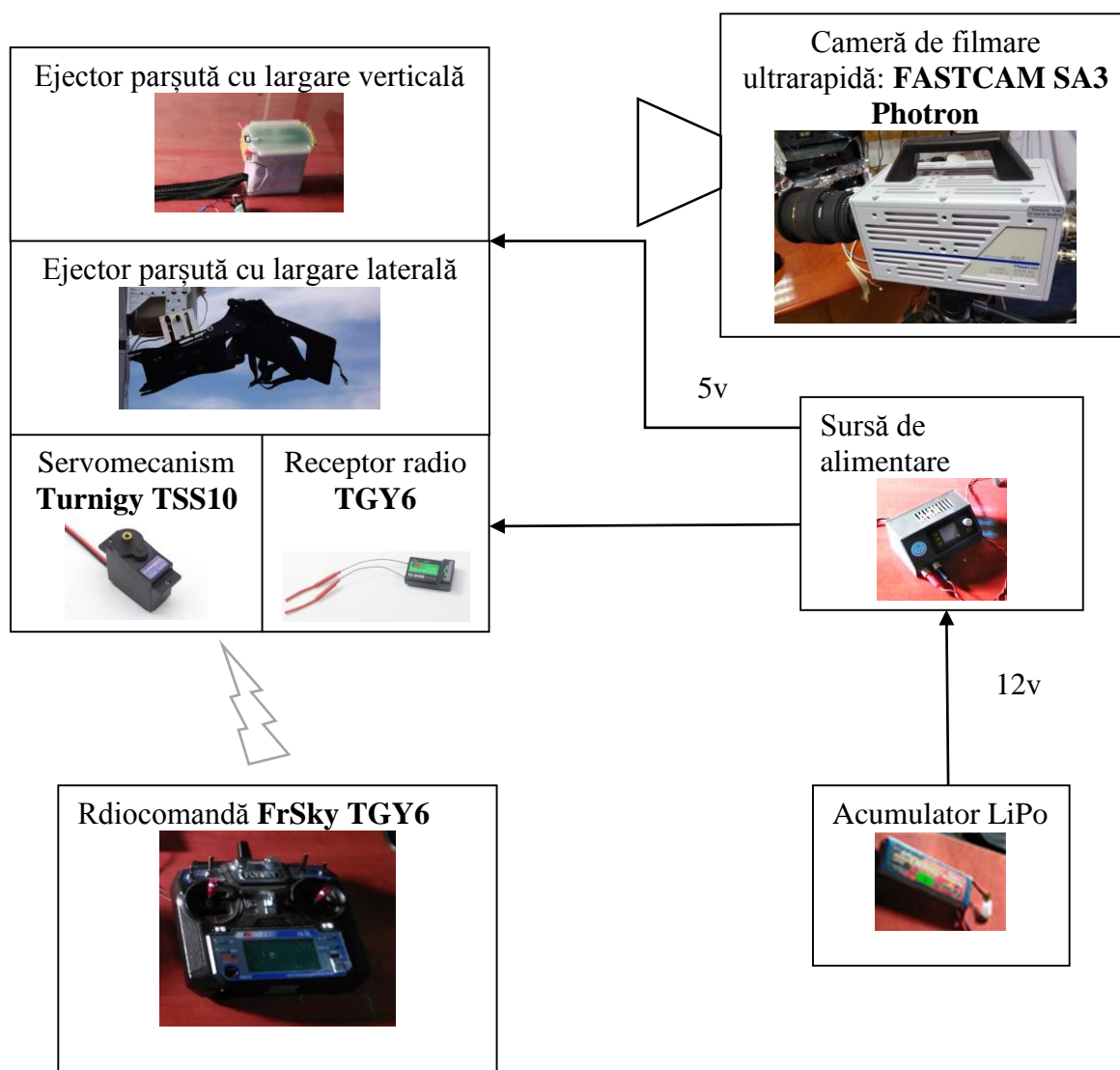


Figura 39 Schema de organizare a bancului de testare pentru prelevarea de date în condiții 2D

Testele au presupus activarea separată a sistemelor de ejectare cu largare verticală și largare laterală, concomitent cu înregistrarea acestui proces de către camera de filmare ultrarapidă FASTCAM SA3 Photron.

Pentru a surprinde etapele de funcționare a ejectorului cu largare verticală și largare orizontală, au fost efectuate un număr total de 20 deschideri, camera FASTCAM SA3 Photron fiind programată să înregistreze cu 1500 fps.

4.2.3 Construcția sistemului de măsurare a forței de deschidere în sistem 3D.

Prelevarea datelor în sistemul 3D presupune instalarea senzorilor de măsurare pe o platformă mobilă, cu ajutorul căreia se va simula viteza de deplasare a robotului aerian.

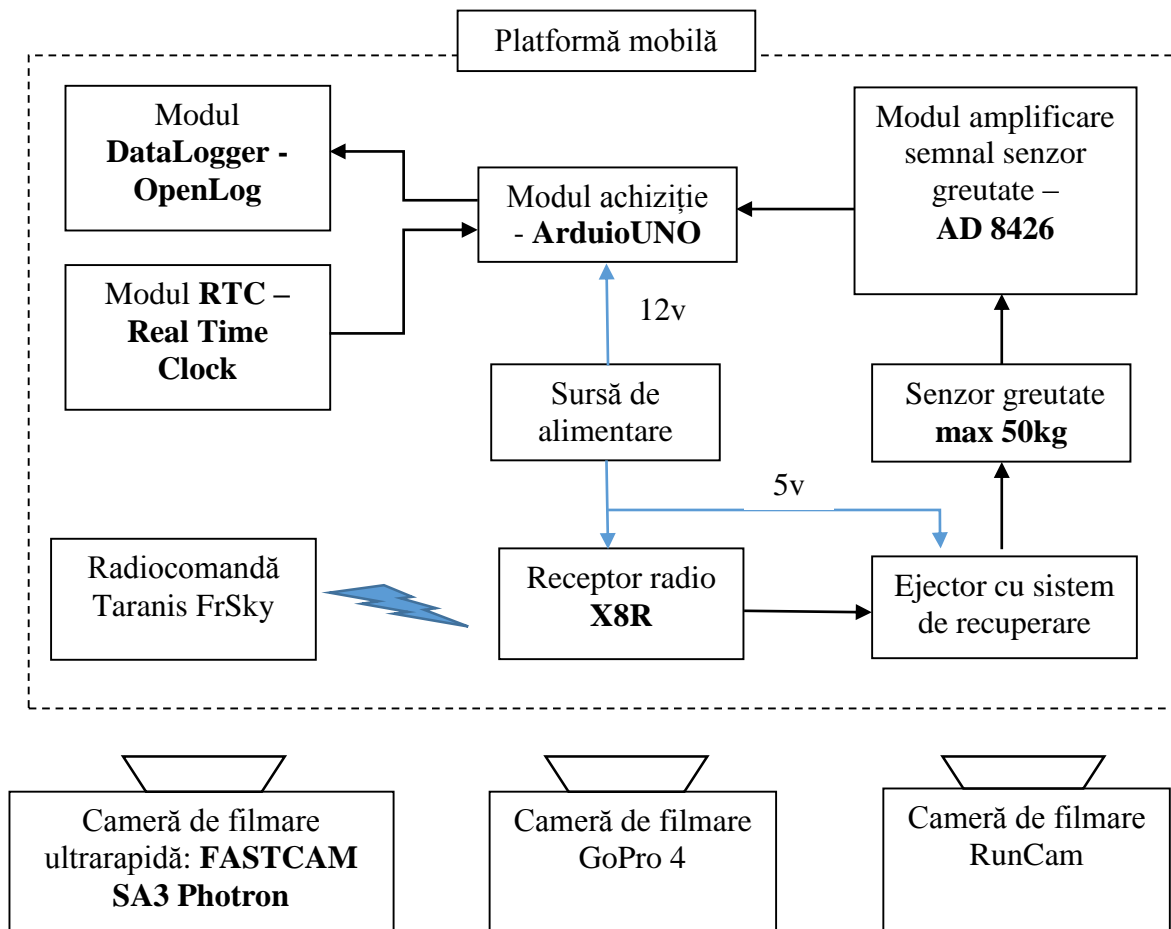


Figura 40 Configurația fizică pentru sistemul de prelevare a datelor în sistem 2D

Funcționarea sistemului de prelevare a datelor în sistem 3D, prezentat în figura 61 presupune înregistrarea mărimi forței de tracțiune generate de sistemul de recuperare prin intermediul senzorului de greutate. Datele sunt înregistrate sub formă numerică de modulul DataLogger pe o memorie de tip Sdcard.

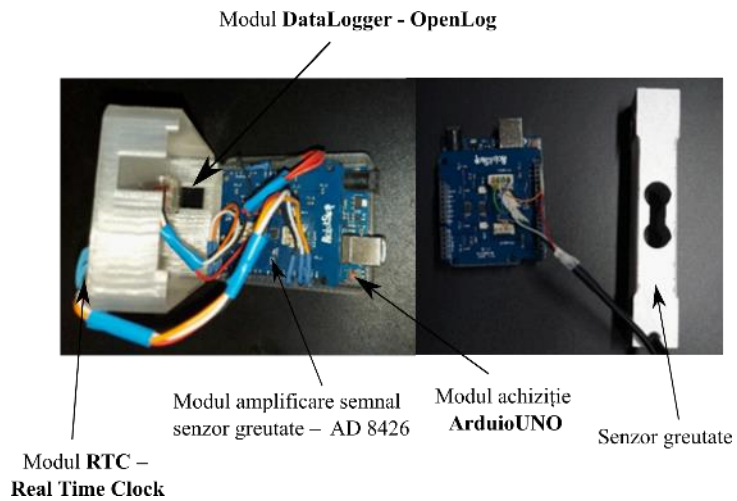


Figura 41 Modul achiziție date

Senzorul de măsurare a tracțiunii și sistemul de ejectare au fost montate pe un montant metalic, la o înălțime suficientă ca fenomenul să nu fie influențat de turbioanele produse de platforma mobilă (autovehicul Dacia Logan Pick-Up).

Înălțimea la care acestea au fost montate a fost determinată prin realizarea unei simulări CFD (figurile 64) asupra geometriei reale a autovehiculului pentru o deplasare cu o viteză maximă de 80 km/h. Detaliile de montaj a senzorului pe autovehicul sunt prezentate în figura 67, iar în figura 68 este prezentat instalarea sistemului video de achiziție a datelor.

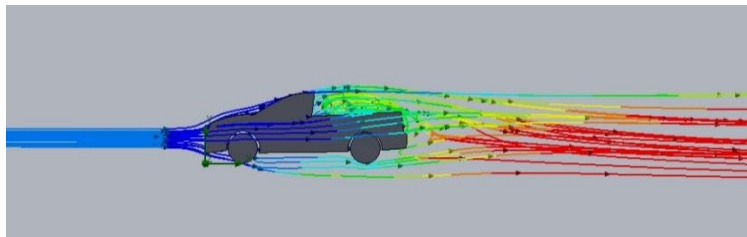


Figura 42 Vedere laterala platformă mobilă

În urma analizelor datelor a rezultat că înălțimea optimă de instalare a senzorului și mecanismului de largare este de 1.6m față de platforma superioară a vehiculului.

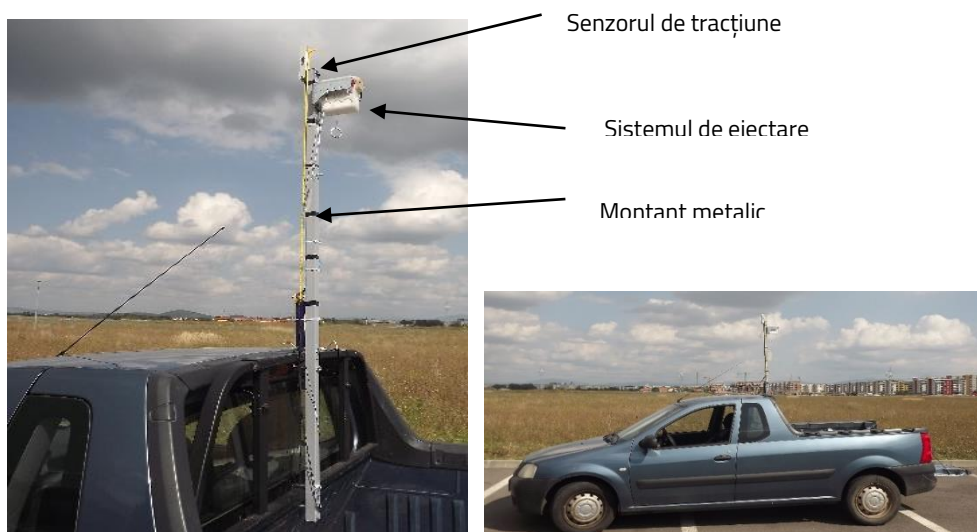


Figura 43 Instalarea stâlpului portsenzor pe autovehicul



Figura 44 Instalarea camerei de filmare ultrarapidă

4.3. Prelevarea și analiza datelor. Testarea modelului experimental

4.3.1 Prelevarea și analiza datelor în condiții 2D

Testele au fost realizate cu cele două tipuri de ejectoare, cu largare vertical și largare laterală, parașutele fiind pliate în două configurații: fără sac de pliere și cu sac de pliere.

Pentru ușurința exprimării în continuare voi folosii următoarele codificări (tabelul 15) pentru descrierea testelor:

Tabel 10 Codificarea testelor

	Largare fără sac de pliere	Largare cu sac de pliere și parașută extractoare
Ejector cu largare verticala	ELV - FP	ELV - SPE
Ejector cu largare laterală	ELL - FP	ELL - SPE

4.3.1.1 Colectarea, achiziția și analiza datelor în condițiile largării fără sac de pliere:

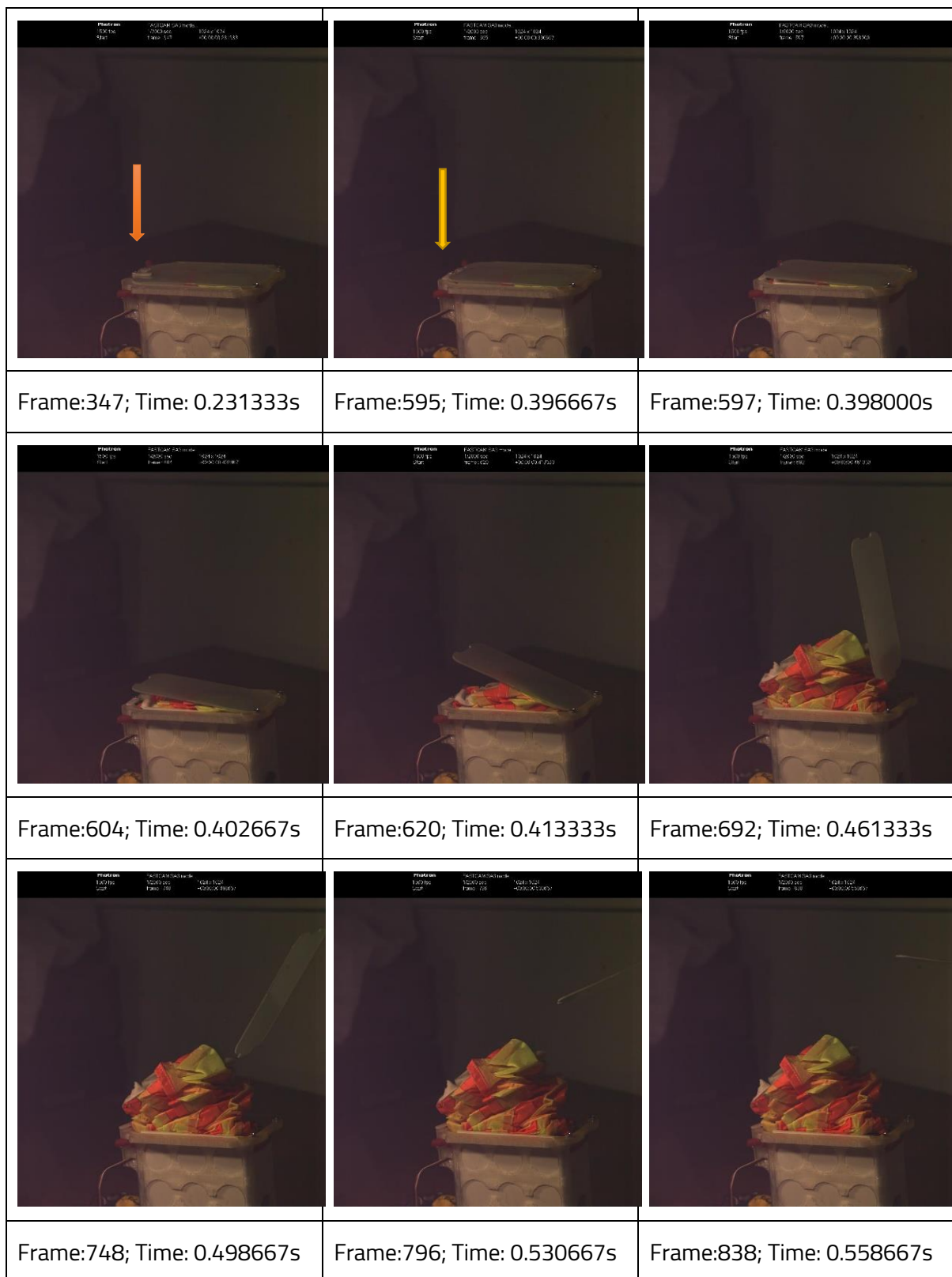
În această etapă a fost înregistrat procesul de deschidere a sistemului ejector, și largarea sistemului de recuperare fără sac de pliere, prin intermediul camerei de filmare ultrarapide **FASTCAM SA3 Photron**. Experimentul a constat în activarea servomotorului **Turnigy TSS10MG** conectat la Receptor radio **TGY6** prin intermediul radiocomenzii **FrSky TGY6**, simultan cu activarea camerei video.

TEST în condițiile **ELV-FP**

În timpul înregistrării au fost surprinse 2720 de cadre video, la viteza de 1500 fps durata totală a filmării fiind de 1.8 s.

Tabelul 16 redă principalele etape în procesul de deschidere pentru sistemul de largare vertical fără sac de pliere.

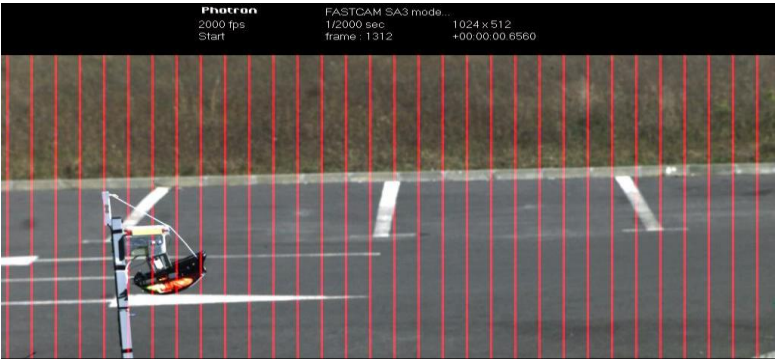



Tabel 11 Etape în procesul de deschidere pentru ELV-FP



TEST în condițiile **ELL-FP**

În timpul înregistrării au fost surprinse 2522 de cadre video, la viteza de 2000 fps durata totală a filmării fiind de 1.26 s. redată în Tabelul 17.

Tabel 12 Etape în procesul de deschidere pentru **ELL-FP**

	<p>Frame:1312; Time: 0.231333s Comanda deschidere</p>
	<p>Frame:1350; Time: 0.6750s Eliberare clapeta reținere ejector</p>
	<p>Frame:1566; Time: 0.7830s Pozitie intermediara în ejectarea parașutei.</p>
	<p>Frame:1812; Time: 0.7830s Eliberarea completă a voalurii din sistemul ejector.</p>



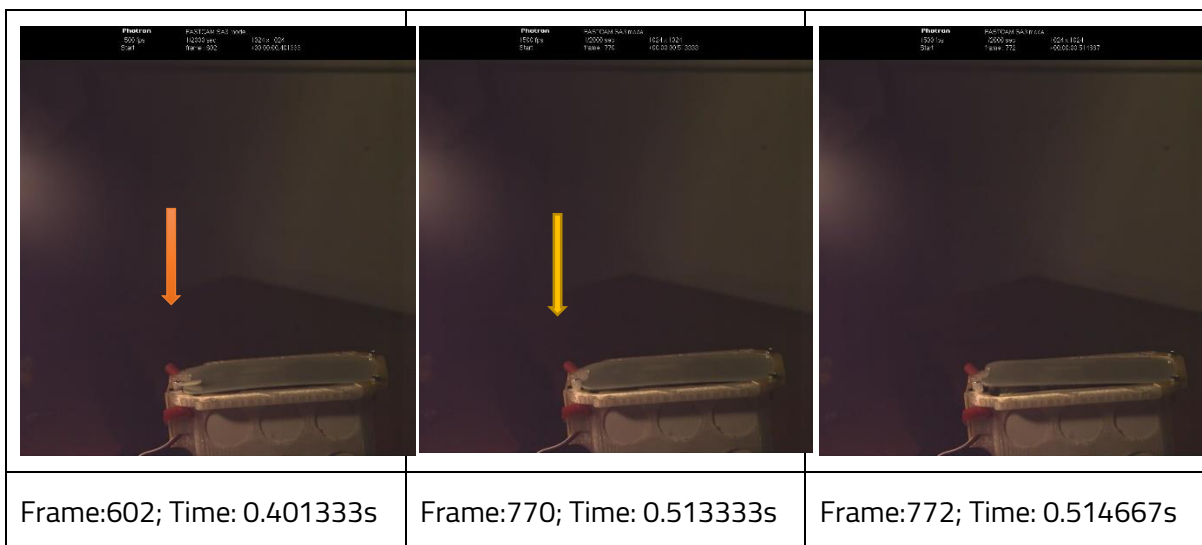
4.3.1.2 Colectarea și analiza da telor în condițiile largării cu sac de pliere:

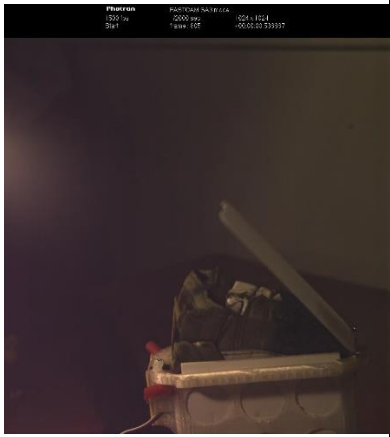
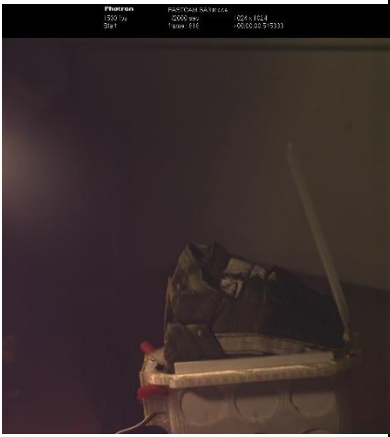
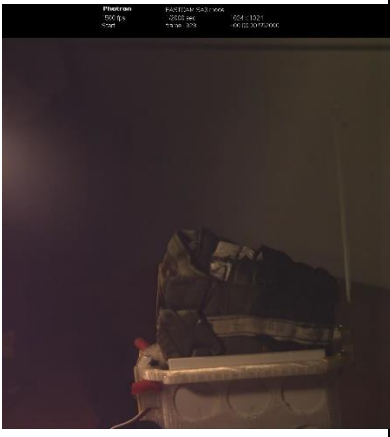
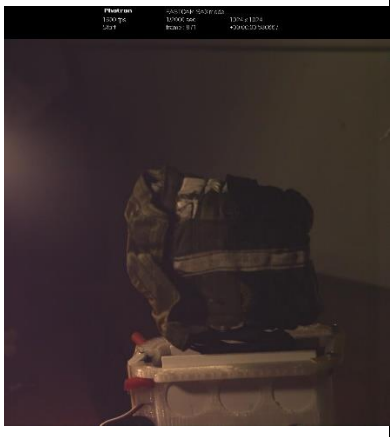
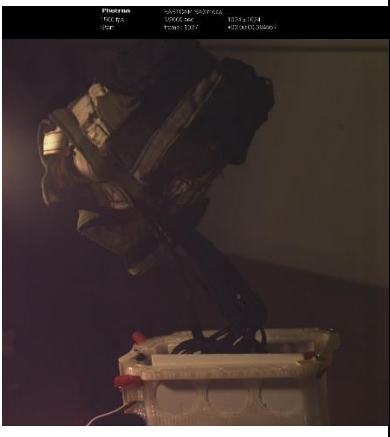
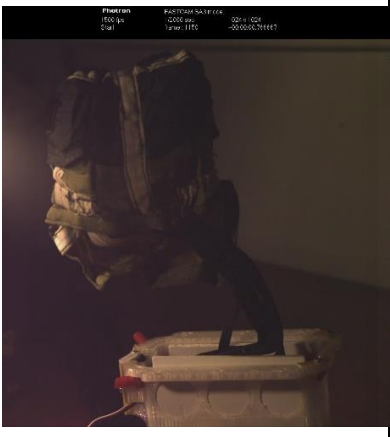
Al doilea experiment de laborator a constatat în analiza procesului de deschidere a sistemului ejector, și largarea sistemului de recuperare cu sac de pliere. În cadrul experimentului a fost utilizat același echipament de înregistrare: camera de filmare ultrarapidă FASTCAM SA3 Photron.

TEST în condițiile ELV-SPE

În timpul înregistrării au fost surprinse 2726 de cadre video, la viteza de 1500 fps durata totală a filmării fiind de 1.81 s.

Tabel 13 Etape în procesul de deschidere pentru ELV-SPE



		
Frame:805; Time: 0.536667s	Frame:818; Time: 0.543333s	Frame:828; Time: 0.552000s
		
Frame:871; Time: 0.580667s	Frame:1072; Time: 0.684667s	Frame:1150; Time: 0.766667s





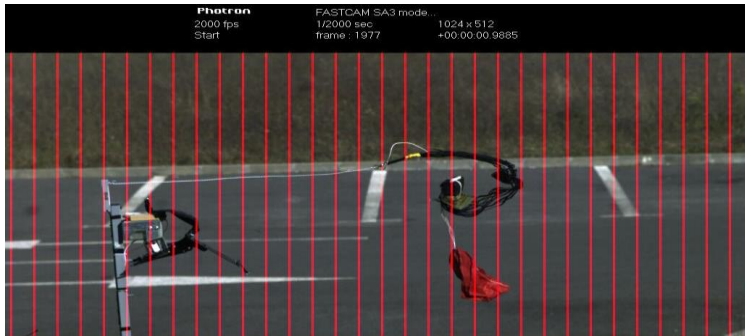
TEST în condițiile LLV-SPE

În timpul înregistrării au fost surprinse 2522 de cadre video, la viteza de 2000 fps durata totală a filmării fiind de 1.26 s.

Tabelul 19 redă principalele etape în procesul de deschidere pentru sistemul de largare laterală cu parașută extractoare.

Tabel 14 Etape în procesul de deschidere pentru LLV-SPE

	Frame:1127; Time: 0.5635s Comanda deschidere
--	---

	<p>Frame:1161; Time: 0.5805s Eliberare clapeta reținere ejector</p>
	<p>Frame:1401; Time: 0.7005s Pozitie intermediara în ejectarea parașutei aflată în sacul de pliere.</p>
	<p>Frame:1545; Time: 0.7725s Eliberarea completă a sacului de pliere și a parașutei extractoare.</p>
	<p>Frame:1611; Time: 0.8055s Incepe procesul de extragere a suspanțelor din sacul de pliere.</p>
	<p>Frame:1977; Time: 0.9885s Etapă intermediară în procesul de extindere a suspanțelor.</p>



Concluzii

Analiza datelor obținute din cele două teste de laborator scot în evidență următoarele aspecte:

- Timpul procesului de ejectare este asemănător 0.3s;
- Procesul de ejectare fără sac de pliere este necontrolabil din momentul deschiderii capacului și ejectării voalului în fileul de aer. Din acest moment există riscul ca voalura să se agațe de componentele structurale al robotului aerian miniaturizat;
- Ejectarea cu sac de pliere, are o secvență de deschidere mai mare, dar procesul este unul controlabil, prin deplierea componentelor într-o secvență prestabilită.

4.3.2 Prelevarea și analiza datelor în condițiile dinamice 3D

Prelevarea datelor în sistem 3D a fost realizată în două etape astfel:

Prima etapă a presupus înregistrarea imaginilor cu ajutorul camerei ultrarapide și a celorlalte două camere sport, pentru a determina și corela deschiderea sistemului de recuperare cu datele colectate de senzori. Aceste măsurători, au fost realizate la o viteză medie de deplasare a vehiculului de 35-40Km/h în incinta Institutului de Cercetare Dezvoltare a Universității Transilvania Brașov.

Cea de a doua etapă de măsurători a fost realizată pe pista Aeroclubului Sânpetru – Brașov, și a presupus realizarea de minim 5 lansări la vitezele de **11, 14, 17, 20, 23m/s**, pentru fiecare tip de recuperator. Au fost efectuate 25 de lansări pentru o procedură de pliere, în total fiind realizate peste 100 de lansări.

Datele brute colectate pentru fiecare lansare în parte au fost sintetizate sub formă grafică și sunt prezentate în **Anexele 4.1, 4.2, 4.3, 4.4.**

Datele colectate, aferente fiecărei lansări au fost mediate, obținându-se un singur grafic cu parametrii de forță și timp.

4.3.2.1 Sincronizarea imaginilor cu datele furnizate de senzori

Prin sincronizarea imaginilor înregistrate de camerele de filmare cu datele numerice colectate de senzorul de tracțiune, am reușit să identificăm etapele de deschidere și forțele ce apar în acel moment.

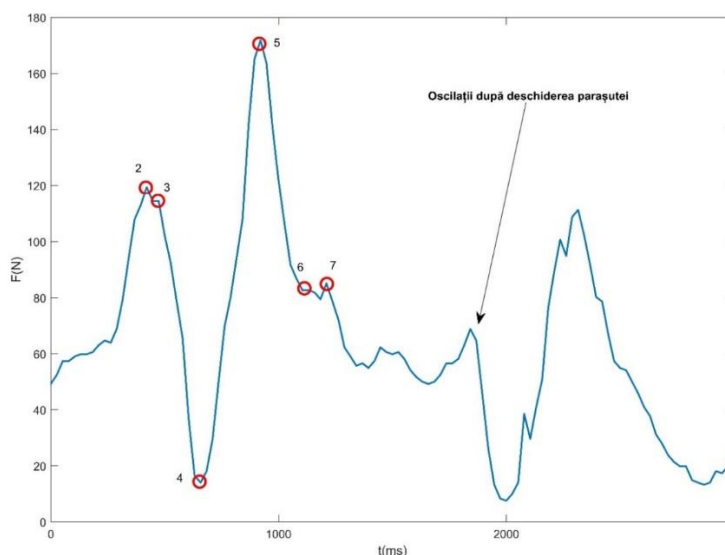
Evenimentele identificate în imaginile înregistrate (lansarea sistemului de recuperare, extinderea cablului de legătura cu robotul aerian miniaturizat, extinderea suspantelor, deschiderea parașutei extractoare, extragerea parașutei principale din sacul de pliere, deschiderea parașutei principale), au fost marcate pe graficul obținut din senzorul de tracțiune (Forța - N), în raport cu timpul (milisecunde).

Graficele astfel obținute sunt utilizate ca referință de interpretare pentru datele colectate în cadrul testelor, sau ca mijloc de analiza a datelor colectate de pe UAV-uri în situații reale.

Testele au fost realizate în următoarele configurații de lansare:

- parașută sferică;
- parașută sferică cu sac de pliere și parașută extractoare;
- parașută cruciformă;
- parașută cruciformă cu sac de pliere și parașută extractoare.

4.3.2.1.1 Parașuta sferică







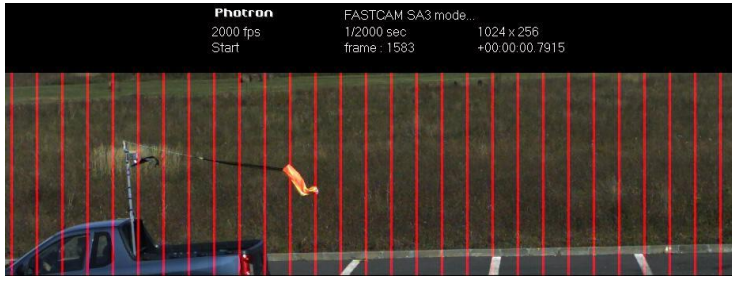
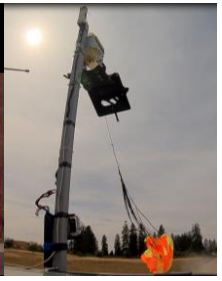

Graficul 4.1 Graficul forță – timp pentru parașuta sferică fără sac de pliere

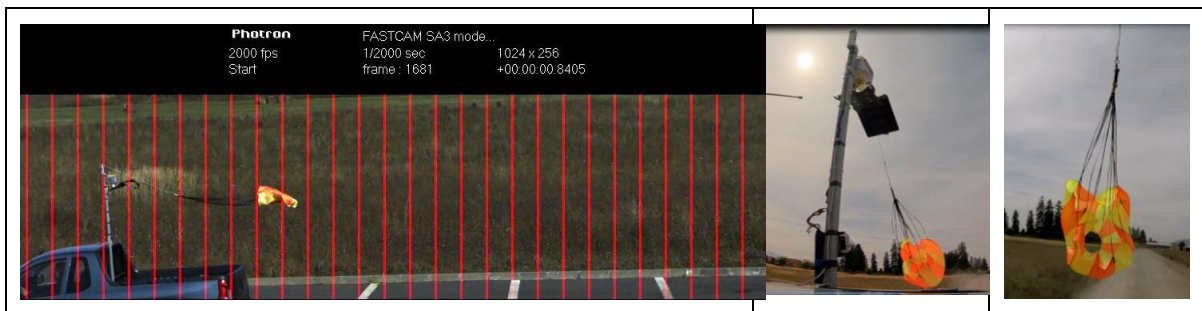
Lansarea parașutei sferice direct în curentul de aer fără sac de pliere și parașută extractoare este explicată în tabelul 4.6 o metodă necontrolabilă și care duce la o deschidere haotică. După cum se poate observa pe graficul 4.1 la 0.37s de la transmiterea comenzii de deschidere cablu tractor care face legătura între UAV și parașută este extins la maxim, moment în care survine și primul șoc de 119N (**punctul 2**). Tot în această etapă se poate observa ca suspantele și voalura sunt depliate. În 0.081s suspantele parașutei sunt extinse complet valoarea forței aplicate în acest moment fiind de 114N (**punctul 3**). Timp de 0.191s apare o scădere a forței aplicate la 14N, timp în care voalura parașutei începe să se desfacă pentru începerea procesului de inflație (**punctul 4**). Din acest moment, voalura parașutei începe să se umple cu aer, și se poate observa cum forța crește abrupt timp de 0.4s, până atinge valoarea maximă de 171N (**punctul 5**). Aceasta este și valoarea care ne interesează cel mai mult în momentul deciziei de alegere a unui sistem de recuperare sau salvare. După atingerea acestui prag apare o decompresie interioară a voalurii parașutei datorate presiunii exterioare generate la nivelul voalurii deschise. Acest fenomen este însoțit de o scădere a

forței de tracțiune până la valoarea de 82N (**punctul 6**) timp de 0.01s. Forța aplicată asupra parașutei se stabilizează după 0.03s la 85N (**punctul 7**). După acest moment apar oscilațiile specifice parașutei sferice și scăderea în intensitatea a forței aplicate prin frânarea platformei auto.

Întreg procesul de deschidere a parașutei sferice cu lansare directă s-a desfășurat pe o distanță de 8,6m într-un interval de timp de 0.9s.

Tabel 15 Lansare parașuta sferică fără sac de pliere

Photron FASTCAM SA3	RunCam	GoPro4
		
<p>Timp: 0.265s este momentul la care s-a transmis comanda de deschidere a capacului sistemului ejector, concomitant cu startul inregistrării</p>		
		
<p>1. Timp: 0.6385s Distanța*: 4,3m F:119N – cablul tractor care face legătura dintre UAV și parașută este întins maxim, punct în care suspantele încep procesul de extindere.</p>		
		
<p>2. Timp:0.7195s Distanța: 2.15m F:114N - cablu tractor și suspantele sunt extinse complet, moment premergător procesului de inflație.</p>		



3. Timp:0.8405s Distanța:0.8m F:14N - începe procesul de umplere cu aer a voalurii



4. Timp:1.12405s Distanța:4.15m F:171N - este punctul maxim în care are loc deschidere completă a voalurii, moment în care este dezvoltată și forța maximă de deschidere



5. Timp:1.1315s Distanța: 0.15 F:82N - are loc procesul de decompresie a voalurii



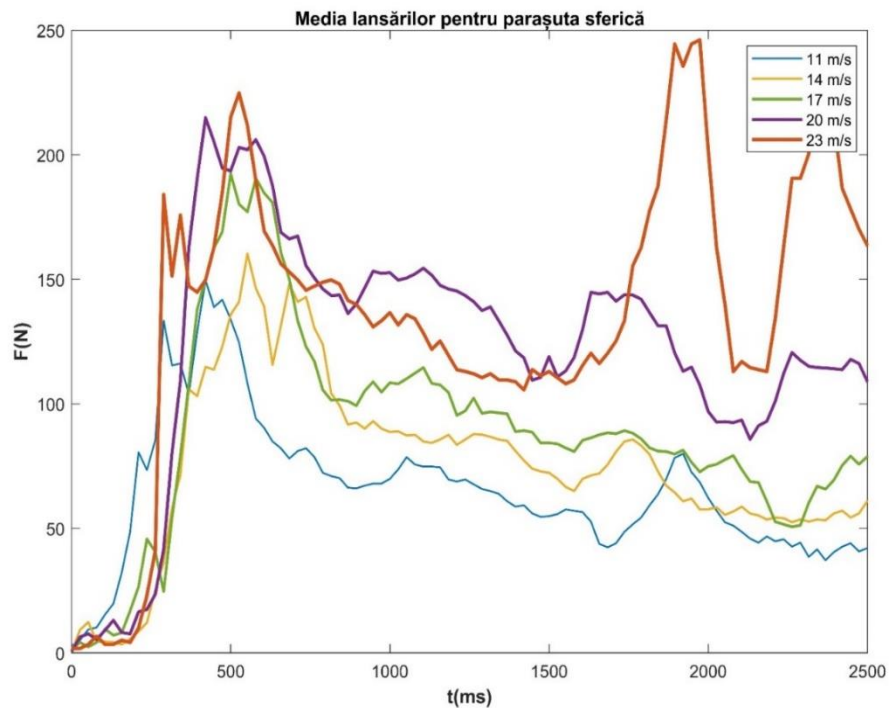
6. Timp:1.1685s Distanța: 0.45m F:85N - procesul de deschidere este complet



7. După procesul final de deschidere, sub forța "infinită" aplicată de vehicul asupra sistemului de recuperare acesta va avea mai multe oșcilații stânga/dreapta față de axul vehiculului.

*distanța este măsurată între două puncte de evaluare.

Graficul 4.2 reprezintă media lansărilor efectuate cu **parașuta sferică fără extractoare** la vitezele 11, 14, 17, 20 și 23m/s, în total executându-se un număr de 19 lansări, acestea fiind prezentate detaliat în anexa 4.1



Graficul 4.2 Media lansărilor pentru parașuta sferică fără sac de pliere

Tabel 16 Date privind media lansărilor pentru parașuta sferică fără sac de pliere

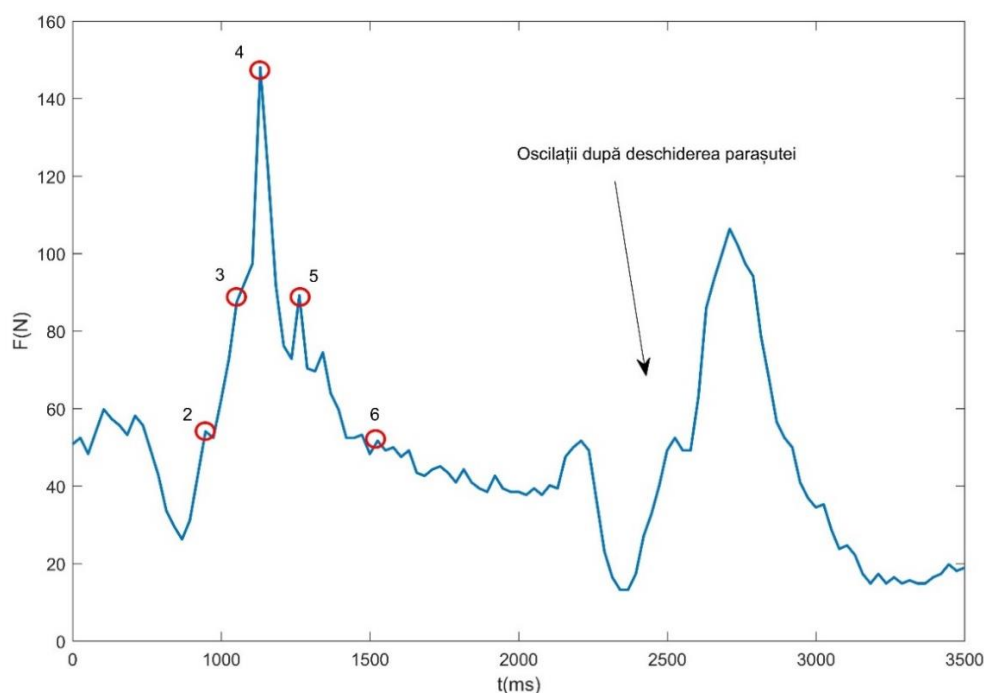
Nr lansări	Viteza de lansare (m/s)	Forța maximă - F_m (N)	Forța după stabilizare – F_s (N)	Timpul de deschidere (ms)	C_D	C_i
4	11	149.7	141.8	684.1	0.82	1.05
4	14	160.3	148.1	894	0.54	1.08
5	17	192.4	190.6	815	0.44	1
5	20	214.9	206.1	657	0.36	1.04
1	23	224	169.4	605	0.28	1.32

Din analiza datelor obținute (tabelul 21) se poate observa cum forța de deschidere crește în raport cu viteza la care sa executat deschiderea, atingând un maxim de 224N la viteza de 23m/s, urmate de oscilații destul de violente și cu amplitudine mare.

Timpul de deschidere crește până la un maxim de 815ms la o viteză de 17m/s. De remarcat faptul că timpul de deschidere după viteza de 23m/s începe să scadă, concomitent cu coeficientul de rezistență la înaintare C_D , ceea ce ne duce la concluzia că sistemul se aproprie de viteza limită la care nu se va mai produce deschiderea.

În acest sens putem concluziona că viteza optima de lansare pentru parașuta sferică fără extractoare este în jurul valorii de 11m/s, viteză la care socul de deschidere se situează la aproximativ 150N. Totodată la această viteză coeficientul de rezistență la înaintare C_D , este maxim.

4.3.2.1.2 Parașuta sferică cu sac de pliere și parașută extractoare

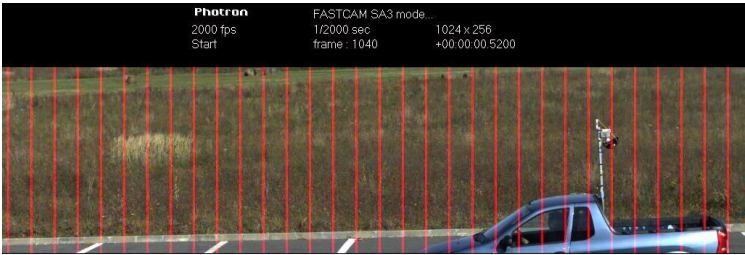
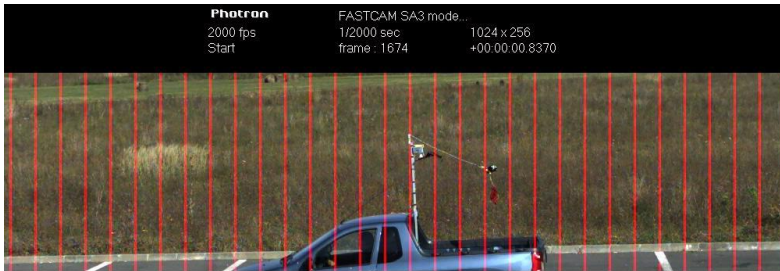



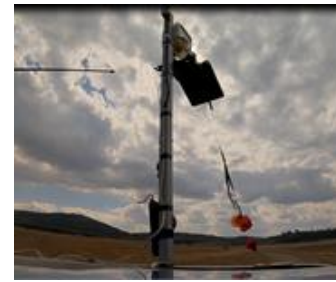
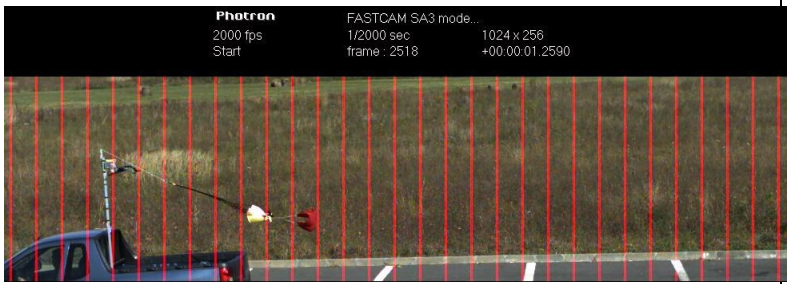
Graficul 4.3 Graficul forță – timp pentru parașuta sferică cu sac de pliere

Lansarea parașutei sferice cu sac de pliere (graficul 4.3) și parașută extractoare, implică mai multe etape de deschidere, principalul avantaj al acestei metode fiind acela de a controla precis etapele de deschidere. La fel ca la lansarea descrisă anterior, prima etapă este cea de extindere a cablului tractor, proces ce are loc în 0.317 s de la darea comenzii de largare. Acest moment corespunde **punctului 2**, și a unei forte de 54N etapă în care parașuta încă se află încă în sacul de pliere. Datorită suprafeței foarte mici, parașuta extractoare se deschide în 0.4s generând un șoc de 87N (**punctual 3**), și pornește procesul de extragere a parașutei din sacul de pliere. Extragerea completă are loc în 0.076s, fiind însoțită de începerea procesului de umplere cu aer. După cum se poate observa pe grafic, acesta este momentul șocului maxim – 148N (**punctual 4**). Momentul șocului maxim diferă ca moment față de metoda descrisă anterior. Deschiderea complete are loc după 0.17s forța aplicată fiind de 51N (**punctual 6**). După acest moment apar oscilațiile specifice parașutei sferice și scăderea în intensitate a forței aplicate prin frânarea platformei auto.

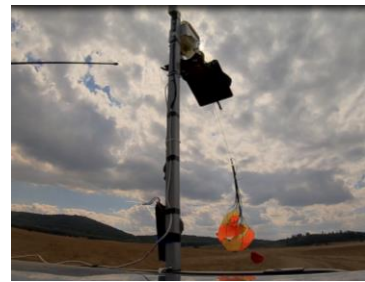
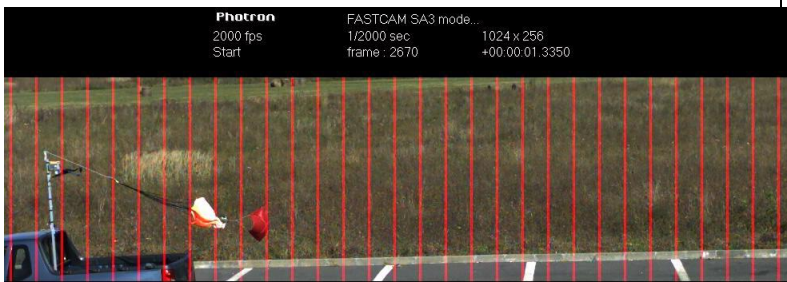
Întreg procesul de deschidere a parașutei sferice cu sac de pliere și parașută extractoare s-a desfășurat pe o distanță de 10,4 m într-un interval de timp de 1.5s. Procesul a durat mai mult, dar după cum am precizat anterior etapele de deschidere pot fi controlate, lucrul foarte util pentru a evita încurcarea componentelor parașutei cu elementele de fuzelaj ale robotului aerian miniaturizat.

Tabel 17 Lansare parașuta sferică cu sac de pliere

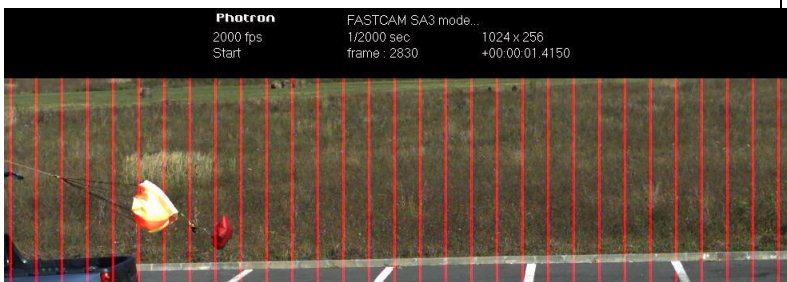
Photron FASTCAM SA3	RunCam
	
<p>1. Timp: 0.520s este momentul la care s-a transmis comanda de deschidere a capacului sistemului ejector,</p>	
	
<p>2. Timp: 0.837s F:54N – cablul tractor care face legătura dintre UAV și parașută este întins maxim</p>	



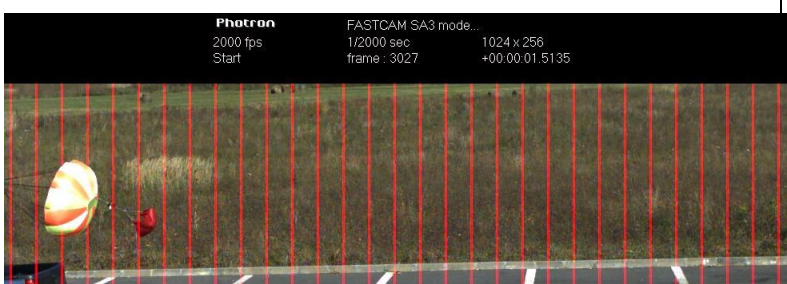
3. Timp:1.2590s F:87N - cablu tractor și suspantele sunt extinse complet, are loc primul șoc prin deschiderea parașutei extractoare și începerea procesului de extragere a voalurii parașutei principale.



4. Timp:1.335s F:148N - voalura parașutei principale este extrasă complet din sacul extractor concomitent cu începerea procesului de inflație



5. Timp:1.415s F:89N etapă intermediară în procesul de inflație a parașutei principale

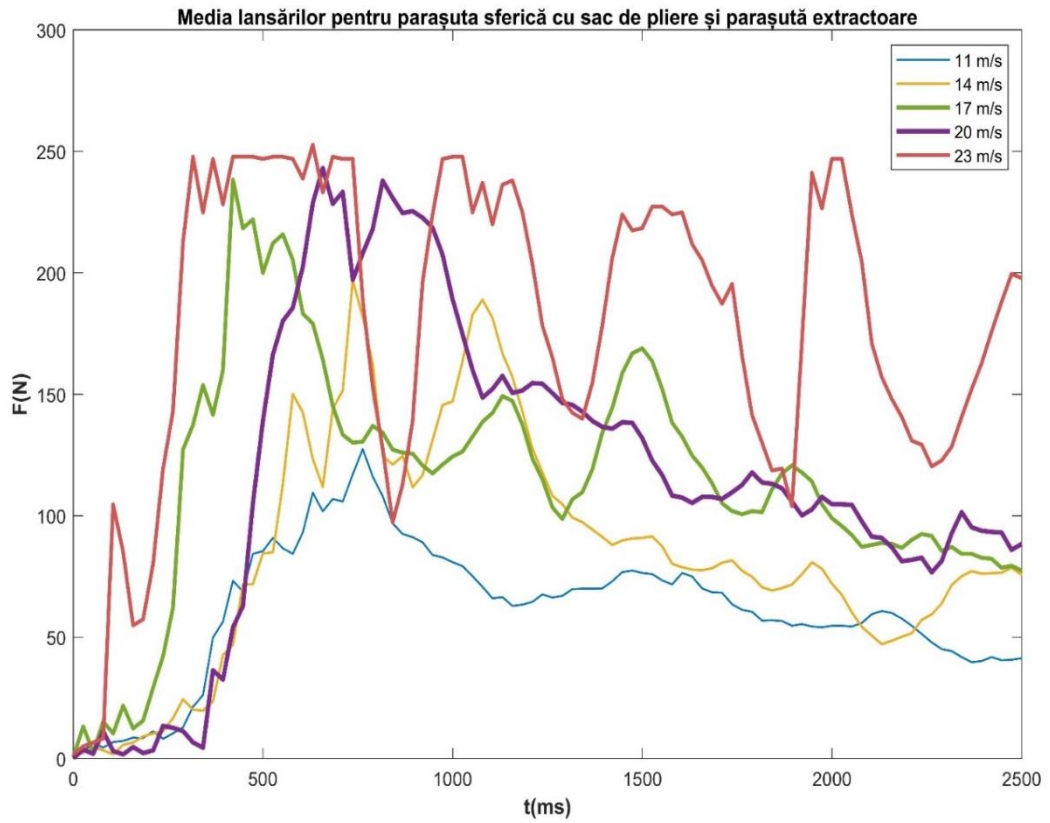


6. Timp:1.5135s F:51N – procesul de deschidere este complet



7. După procesul final de deschidere, sub forța "infinită" aplicată de vehicul asupra sistemului de recuperare acesta va avea mai multe oșcilații stânga/dreapta față de axul vehiculului.

Graficul 4.4 reprezintă media lansărilor efectuate cu **parașuta sferică cu extractoare** la vitezele 11, 14, 17, 20 și 23m/s, în total executându-se un număr de 19 lansări. Prezentate în detaliu în anexa 4.2.



Graficul 4.4 Media lansărilor pentru parașuta sferică cu sac de pliere

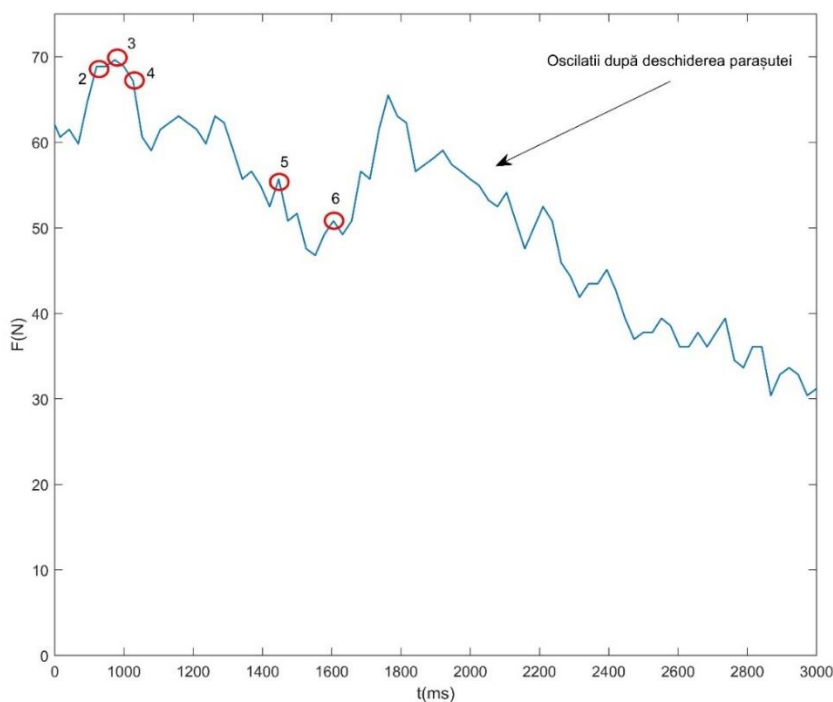
Tabel 18 Date privind media lansărilor pentru parașuta sferică cu sac de pliere

Nr lansări	Viteza de lansare (m/s)	Forța maximă - F_m (N)	Forța după stabilizare – F_s (N)	Timpul de deschidere (ms)	C_D	C_i
5	11	127.5	96.91	1105	0.70	1.31
4	14	196.9	189	868	0.66	1.04
5	17	238	219.5	500	0.54	1.08
4	20	243.1	238	684	0.40	1.02
1	23	252.7	249.6	841.9	0.32	1.01

Pentru parașuta sferică cu sac de pliere și parașută extractoare (tabelul 23) se poate observa cum forța de deschidere crește în raport cu viteza la care sa executat deschiderea, atingând un maxim de 252N la viteza de 23m/s, urmate de oscilații violente mult mai amplificate față de aceeași voalură lansată fără sac de pliere și parașută extractoare.

Timpul de deschidere scade până la un maxim de 648ms la o viteză de 20m/s. De remarcat faptul că timpul de deschidere după viteza de 23m/s începe să crească, concomitent cu scăderea coeficientul de rezistență la înaintare C_D , ceea ce ne duce la concluzia că sistemul se aproprie de viteza limită la care nu se va mai produce deschiderea.

4.3.2.1.3 Parașuta cruciformă





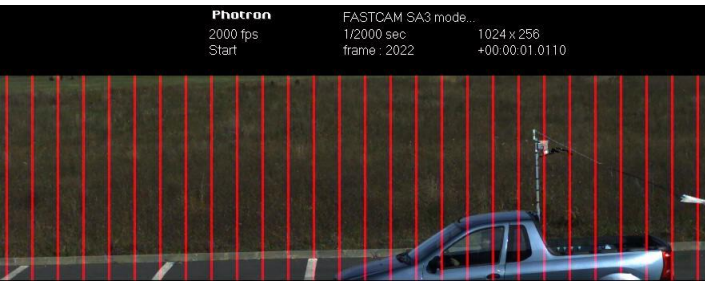




Graficul 4.5 Graficul forță – timp pentru parașuta cruciformă fără sac de pliere

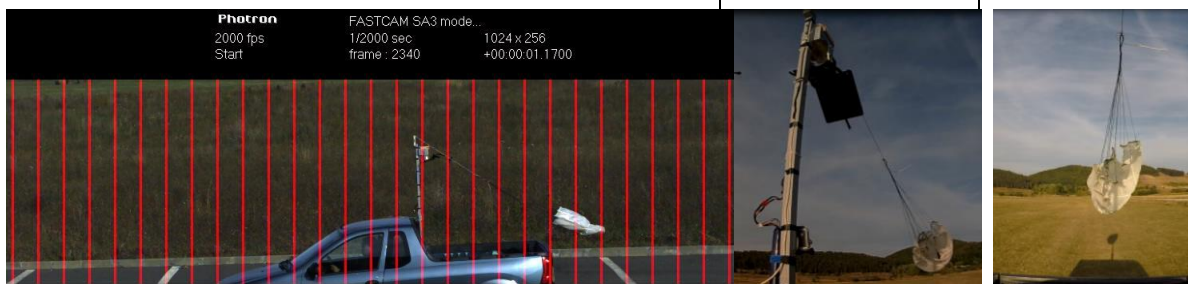
Testarea parașutei cruciforme (graficul 4.5) a urmat același algoritm folosit la parașuta sferică. Extinderea cablului tractor de la momentul transmiterii comenzii de largarea a parașutei cruciforme fără sac de pliere și parașută extractoare a fost de 0.9s generând un șoc inițial de 68N (**punctual 2**). La fel ca la parașuta sferică, în acest moment suspantele și voalura se află într-un stadiu intermediar de extindere, fără a existe vreun control. Acțiunea este urmată de extinderea complete a voalurii și suspantelor, acțiune ce are loc în 0,04s și generează un maxim de 69N (**punctual 3**). Urmează inflația voalurii (**punctual 4**), proces ce se finalizează în 0.51s (**punctual 6**) cu un șoc de deschidere de numai 50N. După acest moment apar oscilațiile specifice parașutei cruciforme, care după analiza graficului sunt foarte reduse față de parașuta sferică, și scăderea în intensitatea a forței aplicate prin frânarea platformei auto.

Întreg procesul de deschidere a parașutei cruciforme fără sac de pliere și parașută extractoare s-a desfășurat pe o distanță de 11,6 m într-un interval de timp de 1.61s.

Tabel 19 Lansare parașuta cruciformă fără sac de pliere

Photron FASTCAM SA3	RunCam	GoPro4
		
<p>1. Timp: 0.0655s este momentul la care s-a transmis comanda de deschidere a capacului sistemului ejector, concomitant cu startul inregistrarii</p>		
		
<p>2. Timp: 0.9675s F:68N – cablul tractor care face legătura dintre UAV și parașută este întins maxim, punct în care suspantele încep procesul de extindere.</p>		
		

3. Timp:1.011s F:69N - cablu tractor și suspantele sunt extinse complet ajungând, moment premergător procesului de inflație.



4. Timp:1.17s F:67N - începe procesul de umplere cu aer a voalurii



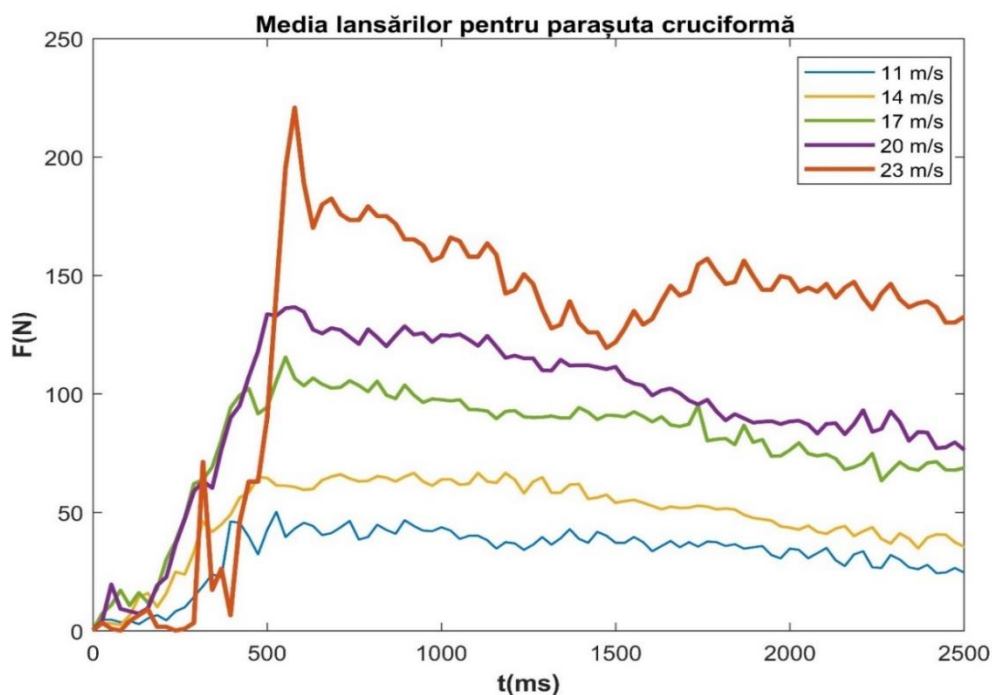
5. Timp:1.4235s F:55N - este punctul maxim în care are loc deschidere copleță a voalurii, moment în care este dezvoltată și forța maximă de deschidere



6. Timp:1.68s F:50N - are loc procesul de decomprimare a voalurii

7. După deschidere până în momentul opririi vehicolului au loc mai multe oscilații ale parașutei față de axul mașinii

Graficul 4.5 reprezintă media lansărilor efectuate cu **parașuta cruciformă fără extractoare** la vitezele 11, 14, 17, 20 și 23m/s, în total executându-se un număr de 19 lansări prezentate în anexa 4.3.



Graficul 4.6 Media lansărilor pentru parașuta cruciformă fără sac de pliere

Tabel 20 Date privind media lansărilor pentru parașuta cruciformă fără sac de pliere

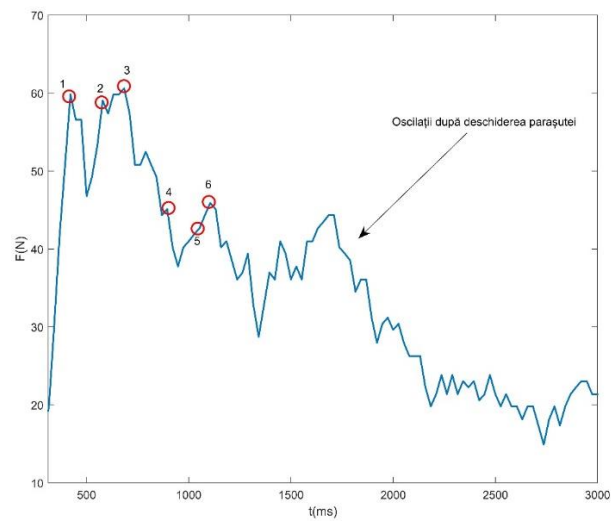
Nr lansări	Viteza de lansare (m/s)	Forța maximă – F_m (N)	Forța după stabilizare – F_s (N)	Timpul de deschidere (ms)	C_D	C_i
3	11	50.28	45.67	552.5	0.33	1.10
5	14	64.61	61.47	536	0.26	1.05
5	17	115.5	106.7	605	0.32	1.08
5	20	136.7	127.8	657	0.27	1.06
1	23	220	182.4	631	0.33	1.2

Parașuta cruciformă fără sac de pliere și parașuta extractoare ating forța de deschidere maximă de 220N la viteza de 23m/s, fără a fi urmată de oscilații.

Timpul de deschidere variază foarte puțin pe intervalul măsurat – aproximativ 79ms. De remarcant faptul că și coeficientul de rezistență la înaintare C_D , rămâne relativ constant.

În acest sens putem concluziona că parașuta poate fi utilizată în orice interval de viteză, având intervalul de viteză și rezistență la înaintare C_D relativ constant.

4.3.2.1.4. Parașuta cruciformă cu sac de pliere și parașuta extractoare



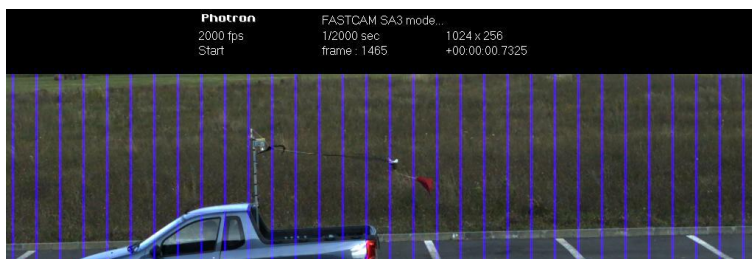
Graficul 4.7 Graficul forță – timp pentru parașuta cruciformă cu sac de pliere

În cazul lansării parașutei cruciforme cu sac de pliere (graficul 4.7) și parașuta extractoare, extinderea cablului tractor are loc în 0,37s generând un șoc de 59N (**punctual 1**), fiind urmat de procesul de extindere a suspantelor concomitent cu deschiderea parașutei extractoare (**punctual 3**). Acesta este și momentul în care se atinge maximul forței de 60N. Procesul este urmat de extragerea voalurii din sacul de pliere până la deschiderea completă a parașutei (**punctual 6**). Deschiderea parașutei generează o forță de 45N, fiind urmată de mici oscilații. Întreg procesul de deschidere (tabelul 26) a parașutei cruciforme cu sac de pliere și parașuta extractoare s-a desfășurat pe o distanță de 11,18 m într-un interval de timp de 0.85s.

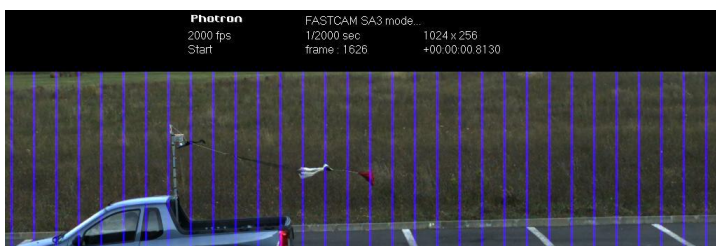
Tabel 21 Lansare parașuta cruciformă cu sac de pliere

Photron FASTCAM SA3	RunCam
<p>1. Timp: 0.3125s este momentul la care s-a transmis comanda de deschidere</p>	

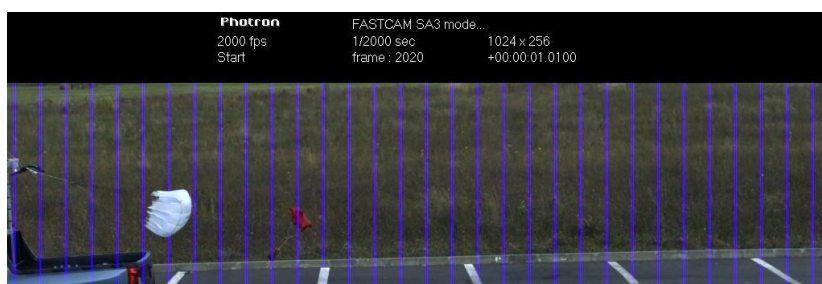
2. Timp: 0.6840s; F:59N – cablul tractor care face legătura dintre UAV și parașută este întins maxim



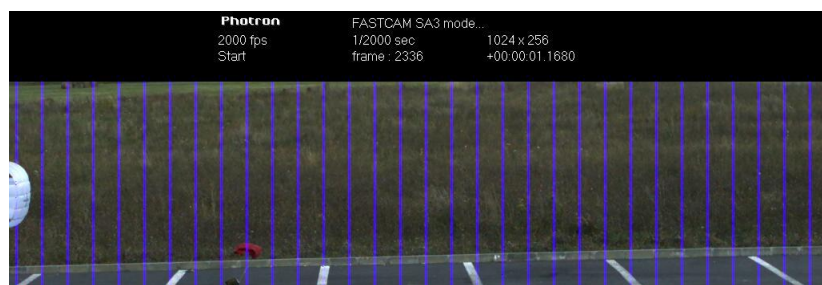
3. Timp:0.7325s F:60N - cablul tractor și suspanțele sunt extinse complet.



4. Timp:0.8130s F:45N - Voalura este extrasă complet din sacul de pliere.



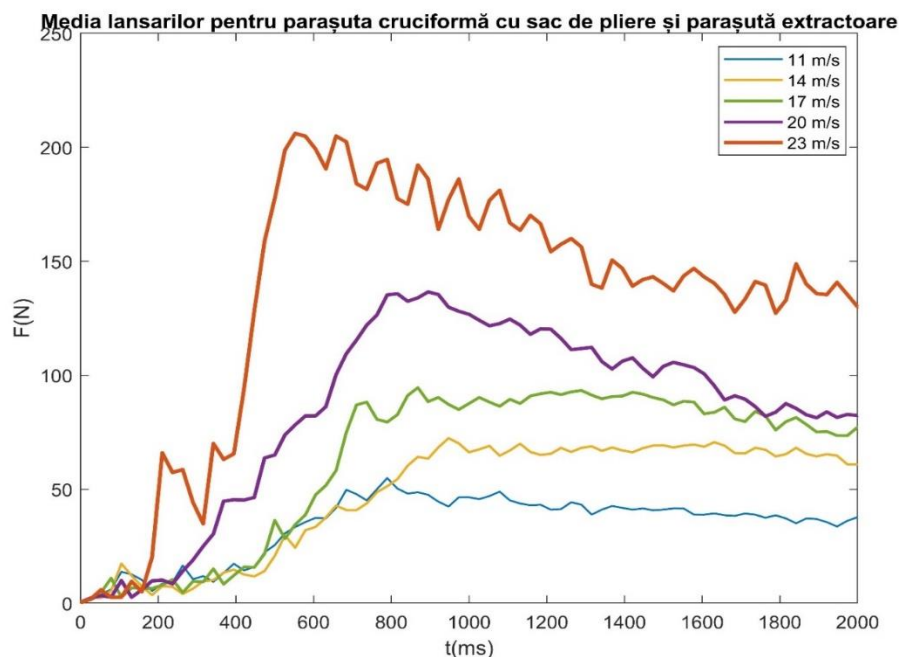
5. Timp:1.01s F:42N - este punctul maxim în care are loc șocul umplerii parțiale a voalurii, moment în care este dezvoltată și forța maximă de deschidere



6. Timp:1.168s:45N – voalura este deschisă complet

7. După procesul final de deschidere, sub forța "infinită" aplicată de vehicul asupra sistemului de recuperare acesta va avea mai multe oscilații stânga/dreapta față de axul vehiculului.

Graficul 4.8 reprezintă media lansărilor efectuate cu **parașuta cruciformă cu sac de pliere și parașută extractoare** la vitezele 11, 14, 17, 20 și 23m/s, în total executându-se un număr de 19 lansări. Detalierea lansărilor este prezentată în anexa 4.4.



Graficul 4.8 Media lansărilor pentru parașuta cruciformă cu sac de pliere

Tabel 22 Date privind media lansărilor pentru parașuta cruciformă cu sac de pliere

Nr lansări	Viteza de lansare (m/s)	Forța maximă F_m - (N)	Forța după stabilizare F_s – (N)	Timpul de deschidere (ms)	C_D	C_i
5	11	54.89	48.68	841.9	0.36	1.12
5	14	72.39	69	999.8	0.29	1.04
4	17	94.56	90.27	894.5	0.26	1.04
5	20	135.8	129.9	841.9	0.27	1.04
1	23	206.1	204.9	631.4	0.31	1

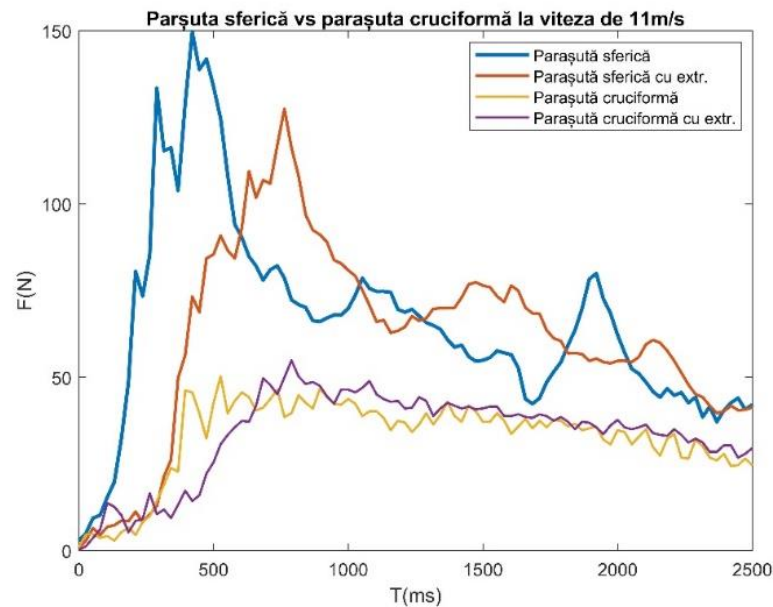
Parașuta cruciformă cu sac de pliere și parașuta extractoare (tabelul 27) ating forța de deschidere maximă de 206N la viteza de 23m/s, fără a fi urmată de oscilații.

Timpul de deschidere rămâne relativ constant până la viteza de 20m/s. După această viteză timpul de deschidere scade (631 ms la 23m/s). De remarcat faptul că și coeficientul de rezistență la înaintare C_D , rămâne relativ constant indiferent de viteză.

În acest sens putem concluziona că această parașută poate fi utilizată pentru viteze mari având coeficientul de rezistență la înaintare C_D relativ constant.

4.3.2.2 Analiza comparativă a datelor achiziționate la vitezele de 11, 14, 17, 20, 23m/s

Deschiderea sistemului de recuperare presupune realizarea unei serii de evenimente: deschiderea containerului sistemului de recuperare, ejectarea sistemului de recuperare până la extinderea completă a suspantelor și voalurii, urmată de deschiderea acesteia. Deschiderea voalurii parașutei este însoțită de un șoc numit șoc la deschidere urmat de mai multe serii de oscilații.



Graficul 4.9 Graficul forței în raport cu timpul la viteza de lansare de 11m/s

Graficul 4.9 prezintă comparativ variația forței în raport cu timpul de deschidere în cazul parașutelor sferice și cruciforme la viteza de lansare de **11m/s** după cum urmează:

Parașuta cruciformă:

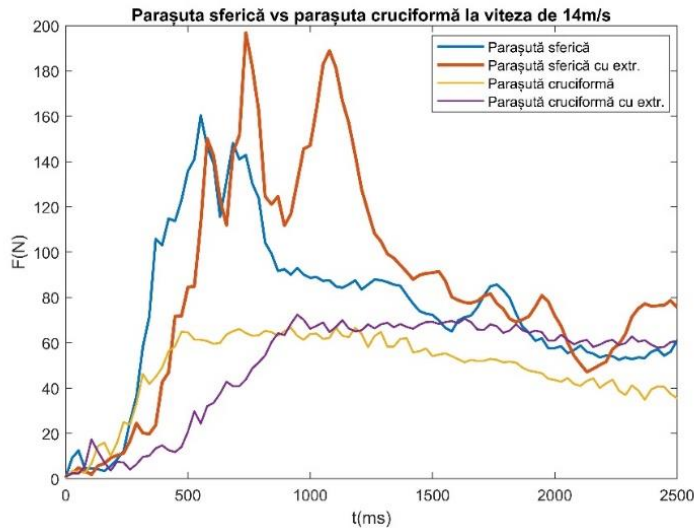
- Șocul la deschidere este relativ identic între cele două metode de pliere;
- Apare o întârziere în procesul de deschidere la parașuta cu sac de pliere și parașută extractoare;
- Oscilațiile după deschidere în cazul parașutei cruciforme cu sac de pliere și extractoare sunt mult mai mici.

Parașuta sferică:

- Șocul la deschidere pt parașuta sferică fără extractoare este cu 15% mai mare decât în cazul parașutei sferice cu sac de pliere și extractoare;
- Șocul mai mic la deschidere în cazul parașutei sferice cu sac de pliere și extractoare este însoțit și de o întârziere în deschidere.
- În cazul ambelor deschideri, după apariția șocului apare o scădere abruptă a forței aplicate asupra sistemului.

La viteza de 11m/s parașuta sferică dezvoltă un șoc la deschidere cu 30% mai mare decât parașuta cruciformă.

În cazul ambelor tipuri de parașute, introducerea sacului de pliere și a parașutei extractoare duce la o întârziere a deschiderii.



Graficul 4.10 Graficul forței în raport cu timpul la viteza de lansare de 14m/s

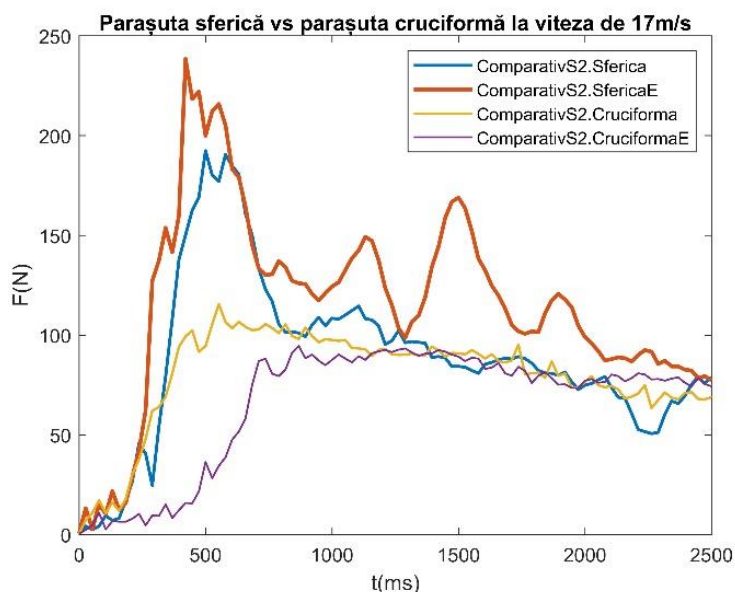
Graficul 4.10 prezintă comparativ variația forței în raport cu timpul de deschidere în cazul parașutelor sferice și cruciforme la viteza de lansare de **14m/s** după cum urmează:

Parașuta cruciformă:

- Șocul la deschidere se menține în același palier;
- Timpul de deschidere este demnificativ mai mare la parașuta cu sac de pliere și extractoare (600ms la viteza de 14m/s comparativ cu 300ms la viteza de 11m/s);
- Oscilațiile după deschidere se încadrează în același palier pentru ambele moduri de pliere.

Parașuta sferică:

- Șocul la deschidere pt parașuta sferică fără extractoare este cu 10N mai mare decât în cazul parașutei sferice cu sac de pliere și extractoare;
- Pentru parașuta sferică cu sac de pliere și parașuta extractoare după deschidere sunt amplificate oscilațiile;



Graficul 4.11 Graficul forței în raport cu timpul la viteza de lansare de 17m/s

La viteza de 14m/s parașuta sferică dezvoltă un șoc la deschidere cu 30% mai mare decât parașuta cruciformă și nu mai există diferență la timpul de deschidere.

Graficul 4.11 prezintă comparativ variația forței în raport cu timpul de deschidere în cazul parașutelor sferice și cruciforme la viteza de lansare de **17m/s** după cum urmează:

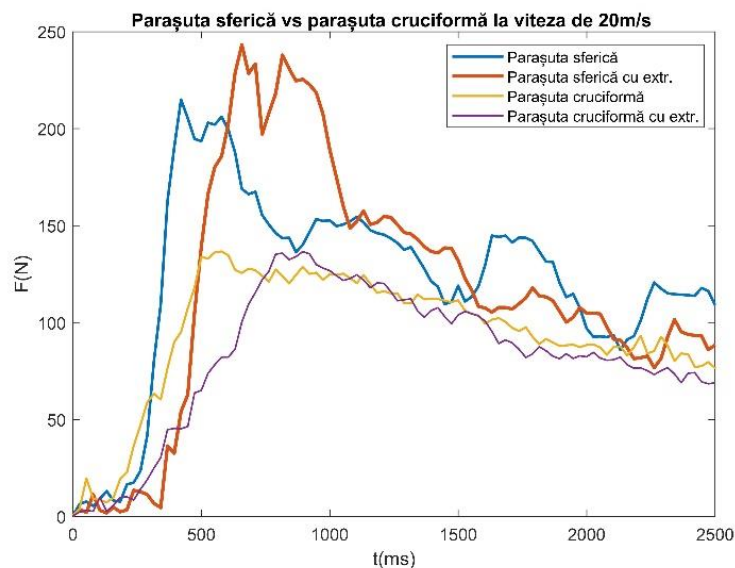
Parașuta cruciformă:

- Șocul la deschidere este mai mare pentru parașuta fără sac de pliere și extractoare;
- Timpul de deschidere se apropie de timpul de deschidere obținut în cazul lansărilor la viteza de 11m/s;
- Oscilațiile după deschidere se încadrează în același palier pentru ambele moduri de pliere.

Parașuta sferică:

- Șocul la deschidere este mult mai mare pentru parașuta cu sac de pliere și extractoare
- Diferențele la timpul de deschidere sunt nesemnificative;
- Pentru parașuta sferică cu sac de pliere și parașuta extractoare după deschidere sunt amplificate oscilațiile.

La viteza de 17m/s parașuta sferică cu sac de pliere și extractoare dezvoltă cel mai mare șoc (240N), și cele mai mari oscilații după deschidere. Este de remarcat faptul că ambele sisteme după deschidere se stabilizează în jurul valorii de 100N.



Graficul 4.12 Graficul forței în raport cu timpul la viteza de lansare de 20 m/s

Graficul 4.12 prezintă comparativ variația forței în raport cu timpul de deschidere în cazul parașutelor sferice și cruciforme la viteza de lansare de **20m/s** după cum urmează:

Parașuta cruciformă:

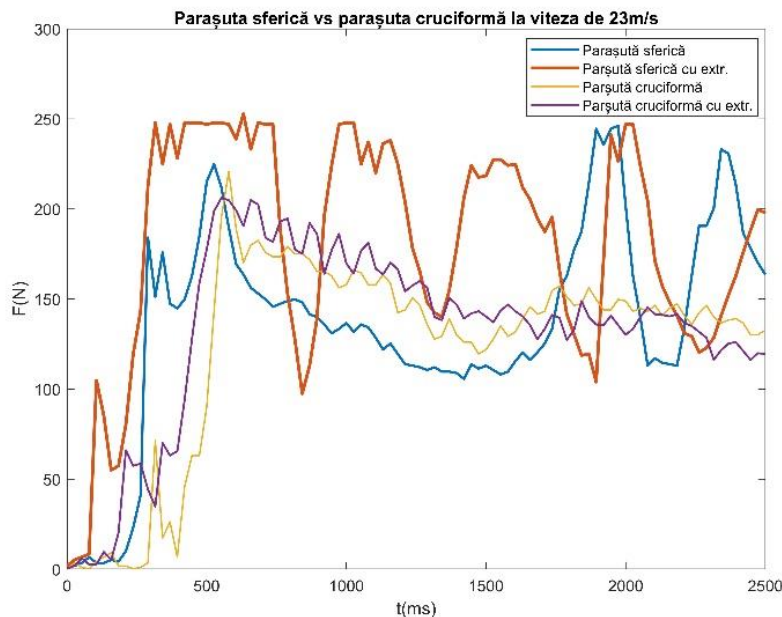
- Șocul la deschidere se păstrează în același palier pentru ambele moduri de pliere;
- Parașuta cruciformă cu sac de pliere și extractoare își păstrează în continuare tendința de întârziere a timpului de deschidere;
- Oscilațiile după deschidere se încadrează în același palier pentru ambele moduri de pliere.

Parașuta sferică:

- Șocul la deschidere este mult mai mare pentru parașuta cu sac de pliere și extractoare, totodată mărindu-se și timpul de deschidere;
- Oscilațiile după deschidere în cazul parașutei cu sac de pliere și extractoare sunt mult mai atenuate în comparație cu parașuta fără sac de pliere.

La viteza de 20m/s parașuta sferică cu sac de pliere și extractoare dezvoltă cel mai mare șoc (250N).

Remarcăm că oscilațiile în cazul parașutei sferice încep să se atenueze. În cazul ambelor sisteme după deschidere oscilațiile se stabilizează în jurul valorii de 120N.



Graficul 4.13 Graficul forței în raport cu timpul la viteza de lansare de 23m/s

Graficul 4.13 prezintă comparativ variația forței în raport cu timpul de deschidere în cazul parașutelor sferice și cruciforme la viteza de lansare de **23m/s** după cum urmează:

Parașuta cruciformă:

- Șocul la deschidere pentru parașuta cruciformă fără sac de pliere este semnificativ mai mare;
- Parașuta cruciformă cu sac de pliere și extractoare are oscilații după deschidere;
- Timpul de deschidere este identic în ambele moduri de pliere.

Parașuta sferică:

- Șocul la deschidere este mult mai mare pentru parașuta cu sac de pliere și extractoare, intensitatea acestuia păstrându-se pe un interval de 500ms. Oscilațiile după deschidere au o amplitudine foarte mare și violente. Deschiderea parașutei se realizează într-un timp foarte scurt.
- Forța și timpul la deschiderea parașutei sferice fără sac de pliere se situează la valorile dezvoltate de parașutele cruciforme. În cazul acestei configurații la deschidere apare o zonă de stabilizare, după care oscilațiile acesteia încep să varieze ca în cazul parașutei cu sac de pliere și extractoare.

La viteza de 23m/s parașuta sferică cu sac de pliere și extractoare dezvoltă cel mai mare șoc (250N) ca intensitate și durată.

Remarcăm că în cazul celorlalte configurații ale parașutelor sferice și cruciforme șocul la deschidere și timpul se situează în jurul valorii de 220N respectiv 600ms.

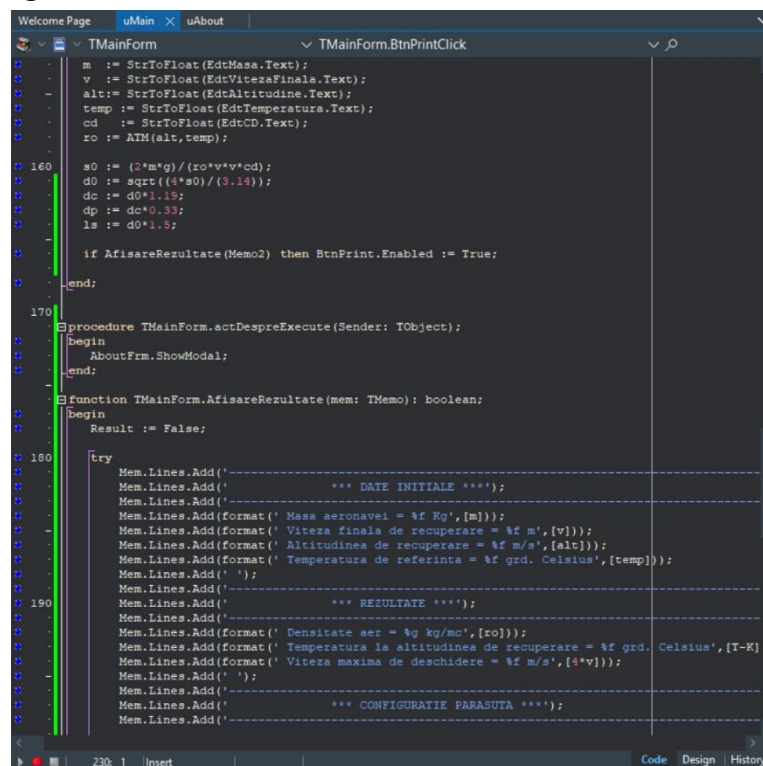
Și în acest caz parașuta cruciformă în ambele configurații de pliere dezvoltă cele mai mici oscilații după deschidere.

4.4 Operaționalizarea modelului matematic de calcul al parametrilor de stare a sistemului de recuperare printr-un program informatizat în scopul optimizării deciziei.

Parcurgerea etapelor de selectare a unui sistem de recuperare printr-o analiză AHD, realizarea calculelor numerice și simulărilor CFD, precum și realizarea testelor pentru sistemele de recuperare în condiții 2D și 3D ne conduce la concluzia că sistemul de recuperare trebuie selectat în funcție de:

- configurația robotului aerian miniaturizat de recuperat;
- viteza de evoluție a acestuia;
- înălțimea maximă la care se estimează că acesta poate evolua;
- procedura de realizare a recuperării.

Aceste aspecte ale procesului de decizie privind selectarea modelului de recuperator ce va fi integrat pe robotul aerian miniaturizat se poate realiza prin operaționalizarea modelului matematic de calcul de stare a sistemului de recuperare. Soluția găsită a fost aceea de realizare a unui program informatizat. În acest sens am utilizat resursele puse la dispoziție de softwareul Delphi Community Edition [www2020x] prin intermediul căruia am realizat o platformă decizională de selecție a sistemului de recuperare denumită RAM-Rec. În **figura 70** sunt prezentate câteva din liniile de cod din interfața de programare.



```

Welcome Page | uMain | uAbout
TMainForm | TMainForm.BtnPrintClick
m := StrToFloat(EdtMasa.Text);
v := StrToFloat(EdtVitezaFinala.Text);
alt := StrToFloat(EdtAlitudine.Text);
temp := StrToFloat(EdtTemperatura.Text);
cd := StrToFloat(EdtCD.Text);
ro := AEM(alt, temp);
160 s0 := (2*m*g)/(ro*v*v*cd);
d0 := sqrt((s0)/(3.14));
dc := d0*1.19;
dp := dc*0.33;
ls := d0*1.5;
if AfisareRezultate(Memo2) then BtnPrint.Enabled := True;
end;
170 procedure TMainForm.actDespreExecute(Sender: TObject);
begin
AboutFm.ShowModal;
end;
function TMainForm.AfisareRezultate(mem: TMemo): boolean;
begin
Result := False;
180 try
Mem.Lines.Add('-----');
Mem.Lines.Add(' *** DATE INITIALE ***');
Mem.Lines.Add(' Masa aeronavei = %f Kg', [m]);
Mem.Lines.Add(' Viteza finala de recuperare = %f m/s', [v]);
Mem.Lines.Add(' Alitudinea de recuperare = %f m/s', [alt]);
Mem.Lines.Add(' Temperatura de referinta = %f grd. Celsius', [temp]);
Mem.Lines.Add(' ');
190 Mem.Lines.Add(' *** REZULTATE ***');
Mem.Lines.Add(' Densitate aer = %g kg/mc', [ro]);
Mem.Lines.Add(' Temperatura la altitudinea de recuperare = %f grd. Celsius', [T-K]);
Mem.Lines.Add(' Viteza maxima de deschidere = %f m/s', [4*v]);
Mem.Lines.Add(' ');
Mem.Lines.Add(' *** CONFIGURATIE PARASUTA ***');
Mem.Lines.Add('-----');
end;
end;
230: 1 | Insert | Code | Design | History
```

Figura 45 Printscreen cu liniile de cod din programul RAM-Rec.

Datele de intrare în baza cărora programul RAM-Rec calculează și propune un sistem de recuperare sunt următoarele:

- masa aeronavei;
- viteza finală de recuperare;
- altitudinea maximă la care se dorește recuperarea;
- temperatura de referință (dacă în acest câmp utilizatorul nu completează nimic programul utilizează temperatura de referință: 15 °C);
- Coeficientul de rezistență la înaintare (dacă în acest câmp utilizatorul nu completează nimic programul utilizează coeficientul de rezistență la înaintare: 0.7);
- Tipul de vehicul aerian;
- Modul de recuperare.

Rularea algoritmului de calcul presupune utilizarea modelului matematic prezentat în capitolul 2 la subcapitolul 2.4, precum și datele și informațiile colectate din simulările numerice testele 2D și 3D.

Organizarea interfeței programului RAM-Rec este realizată pe cinci zone și anume:

- Zona 1: fereastra de introducere a parametrilor de intrare;
- Zona 2: selecția tipului de vehicul aerian: **Aripă fixă** sau **Aripă rotativă**;
- Zona 3: selecția modului de recuperare: **Salvare**, **Aterizare**, **Captură**;
- Zona 4: fereastra raportului generat privind rezultatele calculate; în această fereastră este posibil introducerea și de note manuale;
- Zona 5: Zona butoanelor de comandă care îndeplinesc următoarele funcții:
Șterge Date: va șterge datele din câmpul Parametrii de intrare și Raport Rezultate;
Calculează: inițiază procedura de calcul;
Print: permite printarea datelor calculate pe suport de hârtie sau exportul datelor într-un format editabil.

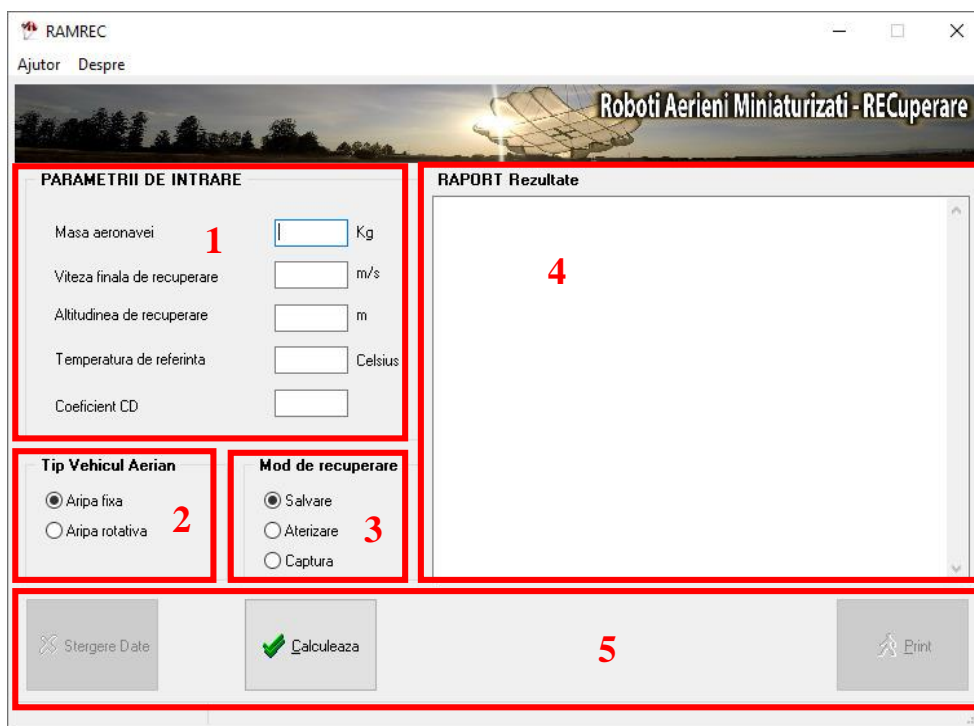


Figura 46 Organizarea interfeței programului informatizat RAM-Rec

4.5 Concluzii:

Testele practice au demonstrat că există o strânsă legătură între modul de pliere, dispunere și lansare a sistemului de recuperare. Aceste elemente, precum și viteza la care aceasta este lansată influențează în mod direct parametrii de deschidere a parașutei.

Analiza comparativă a datelor experimentale obținute în condiții 3D pentru cele două parașute de recuperare studiate ține cont de următorii parametrii: viteza de lansare, modul de pliere, oscilațiile după deschidere, șocul la deschidere, coeficientul de rezistență dat de forma voalurii, distanța de deschidere.

- Forța de deschidere crește proporțional cu viteza de lansare;
- Șocul la deschidere, până la viteza de 20m/s este cu 30% mai mare pentru parașuta sferică, față de parașuta cruciformă. După această viteză valoarea șocului la deschidere se situează în jurul valorii de 230N pentru ambele sisteme de recuperare.
- La parașuta sferică dotată cu sac de pliere și parașută extractoare se poate observa o creștere a timpului de deschidere concomitent reducerea forței aplicate până la viteza de 17m/s. După această viteză forța de deschidere este mai mare, concomitent cu creșterea timpului de deschidere și a oscilațiilor.
- Viteza critică de deschidere la voalura sferică este atinsă mult mai repede dacă nu există parașută extractoare.
- Sacul de pliere și parașuta extractoare are un efect negativ asupra voalurii cruciforme prin crește timpul de deschidere fără a avea un efect semnificativ din punct de vedere a forței aplicate. Singurul beneficiu identificat în acest caz ar fi controlul etapelor de deschidere.
- La viteza de 23 m/s diferențele de timp și forță aplicată la deschidere sunt foarte apropiate.
- Voalura sferică după deschidere este supusă oscilațiilor, acestea fiind puternic amplificate de creșterea vitezei de deschidere.
- În cazul voalurii cruciforme, oscilațiile după deschidere sunt minime, nefiind influențate în nici un fel de viteza de deschidere.
- Cd este relativ constant pentru voalurile cruciforme indiferent de forța la deschidere, pentru voalurile sferice Cd scade odată cu creșterea forței aplicate;
- În cadrul testelor forța produsă de parașuta sferică cu sac de pliere și parașută extractoare a avariat sistemul de testare prin îndoirea stâlpului portsenzor și ruperea cablului tractor.

Pagină goală

CAPITOLUL 5. CONCLUZII FINALE, CONTRIBUȚII PERSONALE, DIRECȚII VIITOARE DE CERCETARE ȘI DISEMINAREA REZULTATELOR

5.1. Concluzii finale

Problematika salvării, recuperării și capturării roboților aeriени miniaturizați reprezintă o componentă cu aspect de noutate în domeniul managementului spațiului aerian, a cărei apariție a fost determinată de existența și evoluția unor factori de risc și care vizează anihilarea operațională a dronelor aeriene. Ultimele evenimente ce au avut loc în spațiul de conflict aerian au demonstrat necesitatea achiziționării și introducerii în înzestrarea forțelor aeriene a unor echipamente adecvate combaterii sistemelor de aeronave ostile fără pilot la bord, în vederea atenuării efectelor generate de acești factori de risc. Sistemele de aeronave fără pilot la bord (Unmanned aircraft systems - UAS), prin capacitățile tehnologice adecvate asigură necesarul de informații atât structurilor militare cât și celor civile, cu privire la organizarea adversarului, planurile și acțiunile acestuia precum și impactul pierderilor posibile asupra potențialului forțelor proprii. În condițiile unui acces relativ ușor și ieftin la tehnologiile de fabricație a avioanelor fără pilot (UAV), cu preponderență a celor de uz comercial de dimensiuni reduse, se fac eforturi, în plan zonal, european, pentru utilizarea în scopuri legale a acestor echipamente de zbor. Ca în orice tip de confruntare, cercetările vizează proiectarea și fabricarea unor sisteme care, implementate în structura dronelor aeriene, să crească performanța acțiunilor acestora dar și detectarea, identificarea și recuperarea lor.

Prin urmare, tema tezei de cercetare este axată pe domeniul salvării, recuperării și capturării roboților aeriени miniaturizați cu scopul și din dorința de a pune la dispoziția celor interesați de acest domeniu experiența mea conceptuală, tehnică și experimentală precum și unele metode de calcul al parametrilor de stare sistemică ce asigură fiabilitatea și randamentul necesar sistemelor respective. În calitate de manager al Societății comerciale "AeroDrone SRL", am inițiat și dezvoltat, personal, pe durata a șase ani, unele cercetări, în scopul realizării de sisteme aeriene robotizate în diferite configurații: aripă fixă sau aripă rotativă. Au rezultat sisteme de zbor operaționale pentru colectarea datelor din zona agriculturii precum și de efectuare a fotogrametriei și a inspecției vizuale a unor instalații industriale. În acest interval am realizat sisteme de zbor orientate pentru colectarea datelor în zona agriculturii de precizie, fotogrametriei și a inspecției vizuale a instalațiilor industriale.

Un motiv în plus care mi-au dezvoltat facilitățile și dorința de a cerceta mai profund și cu obiective de cercetare precis orientate, sistemele de recuperare a dronelor aeriene. În urma cercetărilor aplicate pe acest subiect, deosebit de interesant, au rezultat concluziile finale .

5.1.1. Concluzii cu caracter teoretic

- În spațiul aerian integrat al Uniunii Europene, nu sunt abordate coerent și unitar procedurile de utilizare a dronelor aeriene de dimensiuni mici și nici cadrul oficial normativ ce reglementează statutul juridic al acțiunii acestora; există anumite diferențe de opinii între autoritățile competente ale actorilor statali cu privire la conceperea scenariilor standard de

acțiune în spațiul aerian comun, autorizările necesare precum și în evaluarea riscurilor operaționale;

- În atenția Comisiei Europene este activă preocuparea pentru aprobarea unui regulament cu privire la utilizarea dronelor clasificate pentru diverse categorii cu notificarea unor obligații exprese de certificare a sistemelor de siguranță în care să fie atestat un pilot, la distanță, licențiat și aprobat de autoritatea competentă; pe plan național sunt inițiate demersuri pentru aprobarea, prin lege, a Codului aerian al României, implementarea proiectului Cer European Unic și a conceptului de utilizare flexibilă a spațiului aerian;
- Autoritățile aeronautice militare și civile din statele membre ale Uniunii Europene au prevăzut, în investițiile de cercetare, fonduri pentru dezvoltarea domeniului sistemelor aeriene robotizate (unmanned aerial systems - UAS); acest domeniu de activitate se află în expansiune, se desfășoară chiar o competiție internațională, cu preponderență, în domeniul militar și cu o serie de derivații pentru misiuni civile; configurațiile și caracteristicile de zbor ale acestor sisteme aeriene robotizate sunt tot mai bine adaptate la cerințele misiunilor și echipate cu aparatură și soft-uri ce ridică costurile de fabricație; acest fenomen implică regândirea unor metode și procedee tehnice și tehnologice de salvare, recuperare și capturare a roboților aerieni;
- Pe plan național, statele membre, prin structurile specializate, asigură în limita bugetelor proprii, fondurile necesare, achiziționează sisteme moderne de contracarare a dronelor și efectuează testele necesare pentru armonizarea funcționării acestora cu unele elemente ale infrastructurii (aeroporturi, porturi, poduri, căi ferate, linii de telecomunicații, ansambluri de clădiri, turnuri) mai ales, sub aspectul influențării reciproce a factorilor de comandă ;
- În demersurile de proiectare și realizare a sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniturizați s-a pornit de la definirea acestora și cerințele ce trebuie îndeplinite; au fost stabilite o serie criterii particulare ce orientează științific problemele de dispunere a sistemului de recuperare în fuselajul roboților aerieni miniaturizați și a secvenței de ejectare și deschidere, astfel încât acesta să-și poată îndeplini misiunea de recuperare/salvare;
- Au fost impuse condiții de selectare a voalului parașutei în funcție de impactul forțelor aerodinamice ce acționează asupra ei la momentul deschiderii, forțe care trebuie distribuite uniform, pentru evitarea suprasolicitărilor. Acest lucru s-a realizat prin dimensionarea corectă a formei geometrice alese. De asemenea, s-au realizat calcule de instalare și utilizare a sistemului de recuperare adecvat;
- Elaborarea și fundamentarea modelului matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați a condus la determinarea unor consecințe măsurabile fapt ce a făcut posibil un proces de optimizare din care au rezultat două varietate de sisteme de recuperare: parașuta sferică și parașuta cruciformă.

5.1.2. Concluzii cu caracter experimental

- Prin procesul de simulare numerică s-a efectuat un studiu asupra interdependențelor existente între factorii care acționează asupra parașutei pe timpul recuperării și forma și

suprafața voalurii în contact cu aerul; s-a studiat prin simulare comportamentul parașutei sub acțiunea factorilor evaluați drept factori critici (viteza fileului de aer, intensitatea turbulenței generată de voalurile parașutei, lungimea turbulenței, presiunea dinamică generată asupra voalurilor parașutei). Factorii critici sunt definiți aceia care modifică substanțial intensitatea vortexului generat de geometria fizică a sistemului de recuperare și pot crea riscuri de nefuncționalitate;

- S-au efectuat simulări numerice pentru două tipuri de parașute și anume parașuta sferică și parașuta cruciformă iar impactul acțiunii factorilor critici asupra intensității vortexului generat de geometria fizică a sistemului de recuperare s-a determinat prin calcule și grafice, pentru două variabile: unghiul de incidență sub care coboară sistemul de recuperare; vitezele descensionale ale parașutei;
- Simularea interdependenței între viteza fileului de aer și suprafața voalurii parașutei, a scos în evidență o influență direct proporțională între viteza fileului de aer și intensitatea vortexului generat de geometria fizică a sistemului de recuperare. Prin simulare se evidențiază faptul că odată cu creșterea intensității turbulenței stabilitatea sistemului de recuperare pe traiectoria descendentă scade. Cu cât lungimea turbulenței este mai mare cu atât crește riscul apariției șocurilor alternative umflare-desumflare a suprafeței portante a parașutei;
- Pe timpul simulării s-a constatat că tipul de parașută cruciformă, reacționează mai stabil la creșterea unghiului de incidență decât parașuta sferică. Aceasta se datorează geometriei fizice caracteristică tipului de parașută cruciformă;
- Din măsurătorile efectuate pe timpul simulării s-a constatat ca presiunea dinamică crește odată cu viteza descensională și a unghiului de incidență la ambele tipuri de parașute, dar în mod diferit. Astfel la parașuta cruciformă, presiunea dinamică crește direct proporțional cu viteza descensională, cu un procent de 30% față parașuta sferică, ceea ce confirmă o mai mare stabilitate la acest tip de parașută față de tipul de parașută sferică.

5.2. Contribuții personale

5.2.1. Contribuții cu caracter teoretic

- Analiza celor mai importante repere teoretice cu privire la evoluția sistemelor de recuperare pentru roboților aerieni miniaturizați;
- Analiza sistemelor de recuperare existente pe plan mondial.
- Identificarea în baza legislației actuale trei proceduri de recuperare: salvare, aterizare și captură;
- Identificarea în baza procedurilor de recuperare specifice roboților aerieni miniaturizați, că sistemul de recuperare cu parașută este universal valabil;
- Identificarea și formularea cerințelor ce trebuie îndeplinite de către sistemele de integrare și testare a sistemelor de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați;

- Stabilirea și fundamentarea condițiilor de instalare, dispunere și utilizare a sistemului de recuperare în vectorul purtător;
- Optimizarea alegerii sistemelor de recuperare prin metoda AHP;
- Eleborarea și fundamentarea modelului matematic de calcul al parametrilor sistemului de recuperare pentru roboții aerieni miniaturizați.

5.2.2. Contribuții cu caracter experimental

- Determinarea parametrilor funcționali și constructivi pentru sistemele de recuperare;
- Simularea numerică a parametrilor constructivi pentru sistemul de recuperare după etapa de deschidere;
- Modelarea CFD a parametrilor sistemelor de recuperare după etapa de deschidere;
- Construcția sistemelor de colectare a datelor;
- Efectuarea unor cercetări experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați în scopul perfecționării acestor sisteme de recuperare;
- Au fost stabilite etapele, echipamentele și datele cuprinse în managementul cercetării experimentale avansate privind integrarea și testarea sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați;
- Conceperea și construcția unor arhitecturi fizice și funcționale ale sistemelor de testare a sistemelor de recuperare în cadrul testelor 2D și 3D;
- Prelevarea și analiza datelor prin sincronizarea imaginilor filmate cu camera ultrarapidă și datele numerice colectate;
- Realizarea softului decizional RAM-Rec pentru optimizarea deciziei de implementare a unui sistem de recuperare.

5.3. Direcții viitoare de cercetare

Problematika recuperării roboților aerieni miniaturizați rămâne de actualitate în contextul unei complexități sporite a spațiului aerian european integrat, precum și a multiplicării factorilor de risc asociați zborurilor și efectuării misiunilor destinate roboților aerieni miniaturizați. Cu certitudine, orientările cercetării științifice în acest domeniu al recuperării roboților aerieni miniaturizați vor necesita costuri mari și se vor baza pe avantajul implementării senzorilor moderni, a materialelor și elementelor inteligente ce dezvoltă potențialul operațional al acestor sisteme de recuperare. Cercetările vor continua atât individual cât și în cadrul firmei "AeroDrone SRL" și în parteneriat cu colective de cercetare din instituții universitare pe următoarele direcții de cercetare:

- Realizarea de cercetări experimentale pentru găsirea de soluții în reducerea greutateii sistemului de recuperare și a eficienței de funcționare prin studierea sistemelor de recuperare rotative;
- Dezvoltarea unui mecanism de testare a sistemelor de recuperare în condiții reale cu colectarea de date și imagini;

- Dezvoltarea unui sistem de captură pentru roboți aeriți miniaturizați, bazat pe studiile efectuate în cadrul tezei;
- Dezvoltarea sistemelor de ejectare și implementarea lor în sisteme aeriene robotizate care execută misiuni de lucru aerian;

5.4. Diseminarea rezultatelor

Rezultatele cercetării au fost diseminate în cadrul a 20 de lucrări publicate la evenimente științifice naționale și internaționale, (vezi referințele bibliografice personale de la pagina 190) din care 6 ISI și 2 proiecte de cercetare naționale.

Pagină goală

BIBLIOGRAFIE

Pagină goală

A		
1.	[AAO2020]	Abunada, Abdularahman & Osman, Ahmed & Khandakar, Amith & Chowdhury, Dr. Muhammad & Khattab, Tamer & Touati, Farid. (2020). Design and Implementation of a RF Based Anti-Drone System. 35-42. 10.1109/ICIoT48696.2020.9089515.
2.	[ABI2017]	Abinaya.R, R. Arravind Selection of low-cost recovery system for Unmanned Aerial Vehicle; International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET) 2017
3.	[ABS2019]	Abdulhadi Mahmood, Sawsen. (2019). Anti-Drone System: Threats and Challenges. 274-274. 10.1109/CAS47993.2019.9075464.
4.	[ACG2019]	Aygun, Ceyda & Gözde, Haluk & Dursun, Mahir & Aygun, Mehmet & Taplamacioglu, M.. (2019). Implementation Study of Parachute Training Simulator. 307-311. 10.1109/ICEEE2019.2019.00066.
5.	[AMS2017]	Alaziz, Mustafa & Stolfi, Adrienne & Olson, Dean. (2017). Cirrus Airframe Parachute System and Odds of a Fatal Accident in Cirrus Aircraft Crashes. Aerospace Medicine and Human Performance. 88. 556-564. 10.3357/AMHP.4679.2017.
6.	[ASC2017]	Aengenheyster, Stefan & Cuhls, Kerstin & Gerhold, Lars & Heiskanen-Schüttler, Maria & Huck, Jana & Muszynska, Monika. (2017). Real-Time Delphi in practice — A comparative analysis of existing software-based tools. Technological Forecasting and Social Change. 118. 10.1016/j.techfore.2017.01.023.
B		
7.	[BAR1962]	Barraza, R.. (1962). Parachute recovery systems design and development efforts expended on Mercury-Redstone booster and Saturn S-1 stage.
8.	[BCB2017]	Balos, Cioaca, Boscoianu, M., Solutions to improve decision making process for dynamic allocation of resources in military pre- conflict environments, 8th International Conference on Manufacturing Science and Education MSE 2017
9.	[BDS2011]	Ben Tutt, Dave Peterson, Scott Roland, and Ray Denny, Parachute Load Prediction using a Combination of Empirical Data and Fluid Structure Interaction Simulations, 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, 23 - 26 May 2011, Dublin, Ireland
10.	[BDS2014]	Fan Yuxin, Xia Jian, Simulation of 3D parachute fluid–structure interaction based on nonlinear finite element method and preconditioning finite volume method, Chinese Journal of Aeronautics, (2014),27(6): 1373–1383
11.	[BEE1992]	Beel, Joseph. (1992). Anti-UAV Defense Requirements for Ground Forces and Hypervelocity Rocket Lethality Models. 122.
12.	[BEH1989]	Behr,. (1989). The development and testing of the HISAC parachute recovery system. 10.2514/6.1989-921.
13.	[BEN1989]	Benedetti, G.A.. (1989). Flight dynamics of a spinning projectile descending on a parachute.
14.	[BHA2012]	Baht M.R., Solar power unmanned aerial vehicle: high altitude long endurance applications (hale-spuav), project, The Faculty of the Department

		of Mechanical and Aerospace Engineering San Jose State University, 2012, 76p
15.	[BHB2001]	Brown, Glen, Roy Haggard, and Brook Norton. "Inflatable Structures for Deployable Wings." American Institute of Aeronautics & Astronauts (2001).
16.	[BOC2020]	M. Boscoianu, C. Ceocea, "Dynamic Capabilities and Option Thinking for a Spectral Portfolio Management: The Case of Alternative Investment Funds in Romania, in The Best Romanian Management Studies 2017-2018, Trivent Publishing, 2020
17.	[BOS2016]	Boşcoianu, M., Stanciu, V., Management strategic în aviația modernă, Printech 2016, ISBN 978-606-23-0698-4
18.	[BPL2013]	Boşcoianu, M.,Prelipcean, G., Lupan, M., Aspects regarding the effectiveness of innovative solutions for early stage SMEs financing in emerging markets, Management Marketing, 9 (2) 2013
19.	[BPL2015]	Boşcoianu M., Prelipcean, G., Calefariu, E., Lupan, M, Innovative Instruments for SME Financing in Romania - a New Proposal with Interesting Implications on Markets and Institutions, Procedia Economics and Finance, Volume 32, 2015, p. 240-255
20.	[BPL2016]	Boscoianu, M., Prelipcean, G., Lupan, M., Innovation enterprise as a vehicle for sustainable developmnet- A general framework for the design of typical strategies based on enterprise systems engineering, dynamic capabilities, and option pricing, Journal of Cleaner Production vol 172,2016, p3498-3507
21.	[BPL2018]	Boscoianu, M., Prelipcean, G., Lupan, M., Innovation enterprise as a vehicle for sustainable developmnet- A general framework for the design of typical strategies based on enterprise systems engineering, dynamic capabilities, and option pricing, Journal of Cleaner Production vol 172, p3498-3507, 2018
22.	[BRE1969]	Brearley, M.. (1969). The Hazard of Atmospheric Wind Shears During Parachute Recovery of Instruments. Australian Journal of Physics - AUST J PHYS. 22. 10.1071/PH690285.
23.	[BSH2020]	Bradley, Savannah & Hassanalian, Mostafa. (2020). Anti-Predator Mechanisms of Animals and Design of Anti-Predator Drones.
24.	[BVC1991]	Behr, Vance & Cole, J. & Croll, Robert. (1991). The Development of a Ram Air Decelerator for the Recovery of Artillery Shells. 11. 10.2514/6.1991-869.
C		
25.	[CAS2017]	Catalin CIOACA, Sebastian POP , Risk planning in aviation scientific research projects, Scientific Research & Education in the Air Force- AFASES 2016, DOI: 10.19062/2247-3173.2016.18.1.18
26.	[CCB2015]	Cioaca, C., Constantinescu C.G., Boscoianu M., Lile, R, Extreme risk assessment methodology (ERAM) in aviation systems, Environmental Engineering and Management Journal, vol 14, Issue 6, pp 1399- 1408, Jun 2015

27.	[CES1968]	Cassanto, J. & Eichel, D. & Smrz, J.. (1968). Proof tests of the terminal parachute-recovery system for the Biosatellite.. Journal of Spacecraft and Rockets. 5. 10.2514/3.29256.
28.	[CIP2018]	Cioaca Cătălin, Pop Sebastian , Alternative Solutions to Stimulate Aviation Student's Creativity in Academic Research la Valencia, Spania, 5-7 Martie, INTED 2018 conference, ISBN: 978-84-697-9480-7, doi: 10.21125/inted.2018.1483
29.	[CLZ2016]	L. Cristea, M.C. Luculescu, S.C. Zamfira, A.L. Boer, S. Pop , Multiple criteria analysis of remotely piloted aircraft systems for monitoring the crops vegetation status, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, vol 147, Pagini 012059, IOP publishing
30.	[CMS2015]	Catalin Cioaca, Mircea Boscoianu, Sebastian Pop , Study on performance-based transformation in the case of aviation technology insertion, Review of the Air Force Academy 1/2015, p.39-44
31.	[COC1984]	Cockrell D.J, The aerodynamics of parachutes, 1984, AGARDograph No.295
32.	[COG1983]	Constantinescu, N.V., Găletușe, S., Mecanica fluidelor și elemente de aerodinamică, Editura Didactică și Pedagogică, București, 1983, 506p.
33.	[CSE2015]	Catalin Cioaca, Sebastian Pop , Elena Corina Boscoianu, Mircea Boscoianu, Aerial Infrared Thermography: A scalable procedure for photovoltaics inspections based on efficiency and flexibility, Applied Mechanics and Materials, vol. 772, p. 546-551, TransTech publishing, https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.772.546
34.	[CWW2015]	Clothier R, Williams B, Washington A (2015) Development of a template safety case for unmanned aircraft operations over populous areas. SAE 2015 AeroTech Congress and Exhibition, Seattle. doi: 10.4271/2015-01-2469
D		
35.	[DAN1991]	Dan Poynter: The Parachute Manual: a technical treatise on aerodynamic decelerators. Published by Para Publishing, Santa Barbara, Second Printing 1991
36.	[DCO2020]	Dek, Casper & Overkamp, Jean-Luc & Toeter, Akke & Hoppenbrouwer, Tom & Slimmens, Jasper & Zijl, Job & Rossi, Pietro & Machado, Ricardo & Hereijgers, Sjef & Kilic, Veli & Naeije, Marc. (2020). A recovery system for the key components of the first stage of a heavy launch vehicle. Aerospace Science and Technology. 100. 105778. 10.1016/j.ast.2020.105778.
37.	[DDP2019]	Dzunda, M. & Dzurovčín, Peter & Koscak, Peter & Liptáková, Dorota. (2019). Relative Navigation in Anti-Collision Systems for UAV. 44-48. 10.1109/MOSATT48908.2019.8944104.

38.	[DIC1961]	Dickens, W.. (1961). A parachute recovery test of a full-scale free-flight model of an air-to-surface missile with recovery initiated at a Mach number of 1.43.
39.	[DNQ2009]	Di, N. & Zizeng, Q.. (2009). Investigation of the angular motion of suspended body in recovery systems. 29. 62-67.
E		
40.	[EAR1970]	Earle K. Huckins III: Techniques for Selection and Analysis of Parachute Deployment Systems. Nasa Technical Note, Washington D.C., January 1970
41.	[ECF2020]	Evans, Carol & Fisher, Tim & Machin, Ricardo & Stewart, Christine & Machín, Ricardo & Fisher, Timothy & Evans, Carol & Stewart, Christine. (2020). Human Rating the Orion Parachute System Human Rating the Orion Parachute System.
42.	[EGL1967]	Ericksen, R. & Guiteras, J. & Larrivee, J. & Neustadt, M.. (1967). A parachute recovery system dynamic analysis. Journal of Spacecraft and Rockets - J SPACECRAFT ROCKET. 4. 321-326. 10.2514/3.28860.
43.	[EHR2010]	Ehrhard T.P., Airforce UAVs – The secret history, Mitchell Institute Press, 2010 Air Force Association, 88p.
F		
44.	[FDB2009]	Favier J., Dauptain A., Basso D., Bottaro A., <i>Passive separation control using a self-adaptive hairy coating</i> , Journal Fluid Mechanic 2009 , vol 627, p 451- 483, doi:10.1017/S0022112009006119
45.	[FLB2010]	Fucke, Lars & Biryukov, Vladimir & Grigoryev, Maxim & Rogozin, Vladimir & Groen, Eric & Wentinktt, M. & Field, Joris & Soemarwoto, Bambang & Abramov, Nikolay & Goman, Mikhail & Khrabrovitt, A.. (2010). Developing Scenarios for Research into Upset Recovery Simulation. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 2010. 10.2514/6.2010-7794.
46.	[FRE1988]	French, K.. (1988). Flight test experience with an RPV emergency (parachute) recovery system. 10.2514/6.1988-2139.
47.	[FRE1988]	French, K.. (1988). Flight test experience with an RPV emergency (parachute) recovery system. 10.2514/6.1988-2139.
48.	[FSF2020]	Al-Fedaghi, Sabah & Al-Fadhli, Jasem. (2020). Thinging-Oriented Modeling of Unmanned Aerial Vehicles.
49.	[FWL2015]	Feikai Lv , Weiliang He, and Linggong Zhao.An improved nonlinear multibody dynamic model for a parafoil-UAV system School of astronautics, Beihang University, Beijing100191, China
G		
50.	[GER2009]	Gerig, Nicolas, Parachute Recovery Systems for Unmanned Aerial Vehicles, Autumn Term 2009

51.	[GER2012]	Gertler J., U.S. Unmanned Aerial Systems, 2012, , CRS Report for Congress, p55, disponibil la www.fas.org/sgp/crs/natsec/R42136.pdf
52.	[GGR2012]	Guidotti, Giuseppe & Richiello, C. & De Matteis, P. & Russo, Gennaro. (2012). Design, Development, Testing, and In-Flight Qualification of a Parachute Recovery System. <i>Journal of Spacecraft and Rockets</i> . 49. 700-708. 10.2514/1.58984.
53.	[GJF2019]	Gaspar, Joao & Ferreira, Renato & Sebastião, Pedro & Souto, Nuno & Postolache, Octavian. (2019). Anti-UAV Mobile System with RTLS Integration and User Authentication. 1-6. 10.1109/ISSI47111.2019.9043667.
54.	[GOR2005]	Gordon Y., <i>Soviet/Russian Unmanned Aerial Vehicles</i> , Midland Publishing, London, UK, 2005
55.	[GPN2020]	Ghignoni, Pietro & Buratti, Nicolo & Invernizzi, Davide & Lovera, Marco. (2020). Anti-windup design for directionality compensation with application to quadrotor UAVs. <i>IEEE Control Systems Letters</i> . PP. 1-1. 10.1109/LCSYS.2020.3001881.
56.	[GSK2019]	Gudi, S.L.K.C. & Kim, B. & Silvirianti, Silvirianti & Shin, Soo & Chae, S.. (2019). Bio-inspired evasive movement of UAVs based on dragonfly algorithm in military environment. <i>Journal of Information and Communication Convergence Engineering</i> . 17. 84-90.
57.	[GTF2016]	Gleason, Thomas & Fahlstrom, Paul. (2016). Recovery of UAVs. 10.1002/9780470686652.eae1156.
58.	[GZT2012]	Guo, L. & Zhang, H. & Tong, M.. (2012). Dynamics analysis on parachute recovery of unmanned aerial vehicle. <i>Nanjing Hangkong Hangtian Daxue Xuebao/Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics</i> . 44. 14-19.
H		
59.	[HAR2013]	Harrison G.J, <i>Unmanned Aircraft System (UAS) – Manufacturing trends</i> , Congressional Research Service 7-5700, 2013, 8p, disponibil la www.crs.gov
60.	[HAU1971]	Häuser, H.. (1971). The Parachute Recovery System RESY. <i>Jbis-journal of The British Interplanetary Society - JBIS-J BR INTERPLANET SOC</i> . 24.
61.	[HEN2020]	Hann, Richard & Enache, Adriana & Nielsen, Mikkel & Stovner, Bård & Beeck, Jeroen & Johansen, Tor & Borup, Kasper. (2020). UAV Icing: Experimental Heat Loads for Anti-Icing and De-Icing. 10.2514/6.2020-2833.
62.	[HIR2008]	Hiroki Taniguchi. <i>Analysis of deepstall landing for uav</i> - - The University of Tokyo, ICAS2008
63.	[HMP2009]	Hörschgen-Eggers, Marcus & Pfeuffer, Horst & Janke, Thomas. (2009). <i>European Recovery System (ERS)</i> .
64.	[HUC1970]	Huckins, E. K. (1970). <i>Techniques for Selection and Analysis of Parachute Deployment Systems</i> . Washington, D.C.:National Aeronautics and Space Administration.

65.	[HWH2012]	Han Cheng, Li Yu, Wei Rong, He Jia, A numerical study of parachute inflation based on a mixed method, aviation, ISSN 1648-7788 print / ISSN 1822-4180 online, 2012 Volume 16(4): 115–123
66.	[HYW2019]	Hu, Yuanyuan & Wu, Xinjian & Zheng, Guangdi & Liu, Xiaofei. (2019). Object Detection of UAV for Anti-UAV Based on Improved YOLO v3. 8386-8390. 10.23919/ChiCC.2019.8865525.
I		
67.	[ISA2006]	Isache L., Avioanele fără pilot uman la bord, tehnică de viitor pentru for elearmate, Gândirea militară românească, 6/2006, ISSN 1454-0460, p108-117, www.gmr.mapn.ro,
J		
68.	[JAC2020]	Jačionis, Tomas. (2020). Modern methods for detection of unmanned aerial vehicles. Mokslas - Lietuvos ateitis. 12. 1-6. 10.3846/mla.2020.11435.
69.	[JAE1978]	James H. Deweese, Edwin R.Schultz, Recovery system design guide, Irvin Industries, 1978, Tehnical report AFFDL-TR-78-1951
70.	[JGL2013]	Jin, Guo & Lu, Li & Gu, Liang & Liang, Juan. (2013). Numerical Simulation Analysis on Repairing Hole of UAV Wing. Advanced Materials Research. 690-693. 2891-2895. 10.4028/www.scientific.net/AMR.690-693.2891.
71.	[JJK2017]	Jung, Jeyong & Chun, Yong-Tae. (2017). A study on the trend of anti-drone technologies and their applications. Korean Security Science Review. 51. 33-55. 10.36623/KSSA.2017.51.1.2.
72.	[JMS2013]	Janda, Mathew & Sinclair, Robert & Gardinier, Debra. (2013). Tailoring a Parachute Recovery System for Commercial Space. 10.2514/6.2013-1261.
73.	[JRC2010]	Jia H, Rong W, Chen GL. The simulation of parachute inflation process based on LS-DYNA software. Spacecraft Environ Eng 2010;27(3):367–73 Chinese.
K		
74.	[KIS2008]	Kirk Graham Stewart Cartwright, Feasibility of Parachute Recovery Systems for Small UAVs, Final Thesis Report 2008, UNSW@ADFA
75.	[KUM2019]	Kumar, Narender. (2019). Deploy Technology to Defeat Drone Attacks.
76.	[KUN2013]	Du, Kun. (2013). Simulation Analysis on the Problem of Opening Main Parachute Used in UAV Recovery System. Applied Mechanics and Materials. 390. 57-61. 10.4028/www.scientific.net/AMM.390.57.
L		
77.	[LAB2020]	Lawnik, Marcin & Banasik, Arkadiusz. (2020). Delphi Method Supported by Forecasting Software. Information. 11. 65. 10.3390/info11020065.

78.	[LDK2019]	Lee, Donghyuk & Kang, Wook. (2019). A Study on the Establishment of Anti-Drone Concept and Effective Response System. <i>Korean Security Science Review</i> . 60. 9-31. 10.36623/kssa.2019.60.1.
79.	[LDS2009]	Liu, Z. & Du, J. & Shao, Z.. (2009). Packing methods for UAV recovery parachute. 41. 79-83.
80.	[LEE1984]	Lee CK. Experimental investigation of full-scale and model parachute opening. 8th aerodynamic decelerator and balloon technology conference; Natick (MS). 1984. p. 215-23.
81.	[LEO2017]	Leob, J.. (2017). News Briefing: Exclusive - Anti-drone technology to be tested in UK amid terror fears. <i>Engineering & Technology</i> . 12. 9-9. 10.1049/et.2017.0311.
82.	[LIM2012]	Li, M.-C & Zhang, H.-Y & Chen, J.-P. (2012). Dynamic analysis for parachute recovery system of unmanned aerial vehicle. 24. 1303-1307.
83.	[LJC2019]	Lee, Joon & Chung, Albert & Shim, Hooyeop & Joe, Changhwan & Park, Seongjoon & Kim, Hwangnam. (2019). UAV Flight and Landing Guidance System for Emergency Situations †. <i>Sensors</i> . 19. 4468. 10.3390/s19204468.
84.	[LKC2019]	Li, Kai & Chen, Gang. (2019). Analysis of Parachute Recovery Process for UAV based on Launch Rocket. <i>IOP Conference Series: Materials Science and Engineering</i> . 569. 032066. 10.1088/1757-899X/569/3/032066.
85.	[LKL2019]	Lim, Kang-Su & Lee, Sang-Bok. (2019). Development of Anti-drone, Origin Tracking System against Drones' Attack. <i>The Korean Academy of Scientific Criminal Investigation</i> . 13. 245-254. 10.20297/jsci.2019.13.4.245.
86.	[LLL2012]	Li, Lin & Li, Chuan & Sarkar, Subhra & Zhang, Jie & Witham, Shawn & Zhang, Zhe & Wang, Lin & Smith, Nicholas & Petukh, Marharyta & Alexov, Emil. (2012). DelPhi: A comprehensive suite for DelPhi software and associated resources. <i>BMC biophysics</i> . 5. 9. 10.1186/2046-1682-5-9.
87.	[LLL2019]	Li, Chuan & Jia, Zhe & Chakravorty, Arghya & Pahari, Swagata & Peng, Yunhui & Basu, Sankar & Koirala, Mahesh & Panday, Shailesh & Petukh, Marharyta & Li, Lin & Alexov, Emil. (2019). DelPhi Suite: New Developments and Review of Functionalities. <i>Journal of Computational Chemistry</i> . 40. 10.1002/jcc.26006.
88.	[LTB2016]	Lefebvre, Thierry & Dubot, Thomas & Joulia, Antoine. (2016). Conceptual design study of an Anti-Drone Drone through the coupling of design process and interception strategy simulations. 10.2514/6.2016-3449.
89.	[LZY2018]	Li, Zhi & Yang, Tao & Li, Jing & Zhang, Zhuoyue & Liu, Ruikai & Xie, Bolin. (2018). Anti-UAVs Surveillance System based on Ground Random Fisheye Camera Array. <i>ICIGP 2018: Proceedings of the 2018 International Conference on Image and Graphics Processing</i> . 138-142. 10.1145/3191442.3191446.

90.	[MAJ2006]	Majji M. Robust control of redundantly actuated dynamical systems. MastersThesis, Texas A&M University; 2006.
91.	[MAO2011]	Morris, Aaron & Olson, Leah. (2011). Verification and Validation Plan of Flight Performance Requirements for Human Crewed Spacecraft Parachute Recovery Systems. 10.2514/6.2011-2560.
92.	[MAR2007]	Manley C. Butler, Jr., Roberto Montanez, How to Select and Qualify a Parachute Recovery System for <i>Your</i> UAV, BUPS - Recovery System Qualification.doc, SAE Technical Paper number 2007-01-3928
93.	[MAS2020]	Mahendra Pratap, Anil K. Agrawal, Subhash C. Sati, Vipin Kumar, Forebody Wake Effects on Parachute Performance for Re-entry Space Application Defence Science Journal, Vol. 70, No. 3, May 2020, pp. 223-230, DOI : 10.14429/dsj.70.14749
94.	[MEL2012]	Melvin A., Decision-Making using the Analytic Hierarchy Process (AHP) and SAS/IML, paper SD-04, SEGUG 2012, p12, disponibil la analytics.ncsu.edu/sesug/2012/SD-04.pdf
95.	[MGE1999]	McGeer T, LAIMA: The first Atlantic crossing by unmanned aircraft, The Insitu Group, 1999, 25p.
96.	[MME1970]	Mickey F, McEwan A, Ewing E, Huyler W (1970) Investigation of prediction methods for the loads and stresses of Apollo type spacecraft parachutes. Volume 1: Loads. Newbury Park: Northrop Corporation.
97.	[MPO1991]	Maydew, R. & Peterson, C. & Orlik-Rueckemann, K.. (1991). Design and Testing of High-Performance Parachutes (La Conception et les Essais des Parachutes a Hautes Performances). 312.
O		
98.	[OGS2015a]	Gh. Olteanu, George Pristavu, Sebastian Pop , Adrian Ghinea, Isabela Puiu, Posibilități moderne de monitorizare a stării vegetative a culturii de cartof, CARTOFUL în România, vol.24, 1/2015, ISSN 1583-1655
99.	[OGS2015b]	Olteanu Gh, Pristavu G., Chiru S., Pop S. , Ghinea A., De la sistemul tradițional la sistemul SMART în managementul culturii cartofului, HORTUS 14/2015, p123-128,
P		
100.	[PAR2002]	Park W. J., Introduction to UAV System, UAV CENTER Co., South Corea, 2002, 72p disponibil la www.uavcenter.com ,
101.	[PAT2012]	Paul Fahlstrom, Thomas Gleason Introduction to UAV Systems; 2012; Aerospace Series
102.	[PBC2016]	Pricop, V., Boscoianu, M., Crunteanu, D.E., Wind Tunnel Investigation of a High Lift System with Pneumatic Flow Control, Proc. International Conference on Numerical Analysis and Applied Mathematics,2016, AIP 1738, 2016
103.	[PBC2016]	Prisacariu, V.,Boscoianu, M.,Circiu, I., Morphing wing concept for small UAV, Applied Mechanics and Matherials,2016, vol 332, p44-49

104. [PCD2019] Prisacariu Vasile, Cătălin Cioacă, Doru Luculescu, Andrei Luchian, **Sebastian Pop**, Consideration about UAV command and control. Ground Control Station, Journal of Physics: Conference Series, 5th International Scientific Conference SEA-CONF 2019, 1297(2019)/ 012007, doi:10.1088/1742-6596/1297/1/012007, IOP Publishing.
-
105. [PCP2015a] Prisacariu V., Cîrciu I., **Pop S.**, Instruments for the evaluation of the aerodynamic performance of wind tunnels, International conference "Scientific Research and Education in Air Force" AFASES 2015 Braşov., ISSN 2247-3173, p. 93-98.
-
106. [PCP2015b] Prisacariu V., Cîrciu I., **Pop S.**, UAS control with morphing wing, The 2nd edition of New Challenges in Aerospace Science International Conference NCAS 2015, nov. 2015, Bucureşti.
-
107. [PEP1977] Pepper, W.B.. (1977). Development of a parachute recovery system for a reentry nose cone (NRV). 10.2172/5306498.
-
108. [PEP1978] Pepper, W.B.. (1978). Preliminary report on development of an interim parachute recovery system (IRS) for a reentry vehicle. 10.2514/6.1979-468.
-
109. [PEP1983] Pepper, W.B.. (1983). Development of the parachute recovery system for the LBRV-2 reentry vehicle. 10.2514/6.1984-802.
-
110. [PLA2018] Piancastelli, Luca & Bernabeo, Alberto & Cremonini, M. & Cassani, S. & Calzini, F. & Pezzuti, Eugenio. (2018). Optimized parachute recovery systems for remote piloted aerial systems. ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences. 13. 4590-4597.
-
111. [PLR2018] Pepermans, Lars, Rozemeijer, Mark, Menting, Esmée, Suard, Noah, Khurana, Sayyam, 2018/06/25 Systematic Design of a Parachute Recovery System for the Stratos III Student Built Sounding Rocket. 10.2514/6.2018-3626
-
112. [PPC2016] Prisacariu V., **Pop S.**, Cîrciu I., Recovery system of the multi-helicopter UAV, REVIEW OF THE AIR FORCE ACADEMY, 1(31)/2016, Braşov, Romania, DOI: 10.19062/1842-9238.2016.14.1.13, ISSN 1842-9238; e-ISSN 2069-4733, p 92-98.
-
113. [PWC2018] Panta A; Watkins S; Clothier R (2018) Dynamics of a Small Unmanned Aircraft Parachute System. J Aerosp Technol Manag, 10: e1218. doi: 10.5028/jatm.v10.752.
-
- R
-
114. [RAV2011] Ravi S (2011) The influence of turbulence on a flat plate airfoil at Reynolds numbers relevant to MAVs (PhD thesis). Melbourne: RMIT University.
-
115. [REV2020] Romero-Chambi, Eduardo & Villarroel-Quezada, Simón & Atencio, Edison & Muñoz La Rivera, Felipe. (2020). Analysis of Optimal Flight Parameters of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) for Detecting Potholes in Pavements. Applied Sciences. 10. 4157. 10.3390/app10124157.

116.	[RHE2016]	Rhee, Jennifer. (2016). Adam Harvey's "Anti-Drone" Wear in Three Sites of Opacity. <i>Camera Obscura: Feminism, Culture, and Media Studies</i> . 31. 175-185. 10.1215/02705346-3592532.
117.	[RIN2013]	Rincker, Meg. (2013). Anti-elite, anti-drone cricket star is best hope for Pakistan election – and for US.
118.	[RSR1980]	Rigali, D. & Sterk, M. & Randmaa, J.. (1980). Reentry-vehicle flight testing and recovery techniques. 10.2514/6.1980-1455.
S		
119.	[SAB2016]	Sandru, V., Boscoianu, M. Extention life processes of the aerial vectors Study of the decisive characteristics for Integrated Systems, LAP LAMBERT Academic Publishing, ISBN-13: 978-3-659-68500-2, 2016
120.	[SAI2018]	Sebastian Pop , Arthur Nicolae, Ilona Mădălina Costea, Study of Alternative Solution for Aerial PhotoGrammetry, 2018 IEEE 24th International Symposium for Design and Technology in Electronic Packaging (SIITME), p. 373-376, DOI: 10.1109/SIITME.2018.8599229 , IEE publisher
121.	[SAR2017]	Sebastian Pop , Andrei Luchian, Răzvan Georgian Zmădu, Emil Olea, The Evolution of Unmanned Aerial Vehicles, Review of the Air Force Academy 3/2017, p. 125-132, publisher Henri Coanda Air Force Academy
122.	[SBC2019a]	Sheu, Bor-Horng & Chiu, Chih-Cheng & Lu, Wei-Ting & Huang, Chu-I & Chen, Wen-Ping. (2019). Development of UAV Tracing and Coordinate Detection Method Using a Dual-Axis Rotary Platform for an Anti-UAV System. <i>Applied Sciences</i> . 9. 2583. 10.3390/app9132583.
123.	[SBC2019b]	Sheu, Bor-Horng & Chiu, Chih-Cheng & Lu, Wei-Ting & Lien, Chun-Chieh & Liu, Tung-Kuan & Chen, Wen-Ping. (2019). Dual-axis rotary platform with UAV image recognition and tracking. <i>Microelectronics Reliability</i> . 95. 8-17. 10.1016/j.microrel.2019.02.005.
124.	[SCC2020]	S. Pop , C. Ceoceă, C. Cioacă, V. Prisacariu, M. Boşcoianu, V. Vlădăreanu, Aerial mechatronic systems, for collection of atmospheric and environmental data, ICRSS 2020, septembrie, Athena Grecia
125.	[SEA2017]	Sebastian POP , Andrei LUCHIAN, Considerations Regarding Detection and Combat Systems for UAV's, RECENT Online, vol. 18, 1/2017, p.49-55
126.	[SHA2020]	Shah, Puneet. (2020). Asia-Pacific (APAC) Anti-Drone Market Research Report. 10.13140/RG.2.2.19669.37609
127.	[SHH2014]	Shyu, Lih & Hsiao, Yung. (2014). Mini UAV Design and Manufacture with Bungee Launched / Parachute Recovery. <i>Applied Mechanics and Materials</i> . 610. 97-100. 10.4028/www.scientific.net/AMM.610.97.
128.	[SHY2014]	Shyu, Lih & Hsiao, Yung. (2014). Mini UAV Design and Manufacture with Bungee Launched / Parachute Recovery. <i>Applied Mechanics and Materials</i> . 610. 97-100. 10.4028/www.scientific.net/AMM.610.97.

129.	[SIM1986]	Silbert, M. & Moltedo, A. & Bedy, Sr. (1986). Parachute recovery location aids. 10.2514/6.1986-2545.
130.	[SKM2019]	Schreiter, Karolin & Muller, Simon & Luckner, Robert & Manzey, Dietrich. (2019). A Flight Simulator Study of an Energy Control System for Manual Flight. IEEE Transactions on Human-Machine Systems. PP. 1-12. 10.1109/THMS.2019.2938138.
131.	[SLM2019]	Sebastian Pop , Luciana Cristea, Marius Cristian Luculescu, Sorin Constantin Zamfira, Attila Laszlo Boer, Vegetation Index Estimation in Precision Farming Using Custom Multispectral Camera Mounted on Unmanned Aerial Vehicle, International Conference on Remote Engineering and Virtual Instrumentation 2019, p.674-685, Online ISBN978-3-030-23162-0, DOI https://doi.org/10.1007/978-3-030-23162-0_61 , Springer publisher.
132.	[SML2018]	Sebastian Pop , Marius Cristian Luculescu, Luciana Cristea, Constantin Sorin Zamfira, Attila Laszlo Boer, Improving communication between unmanned aerial vehicles and ground control station using antenna tracking systems, book: Online Engineering & Internet of Things, Springer publisher 2018, p. 532-539
133.	[SMS2017]	Saim, R & Mohd, Sofian & Shamsudin, Syariful & Zulkifli, M & Omar, Zana & Subari@Rahmat, Z & Masrom, M & Zaki, Y. (2017). Computational fluid dynamic (CFD) analysis on ALUDRA SR-10 UAV with parachute recovery system. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 243. 012014. 10.1088/1757-899X/243/1/012014.
134.	[SOD2017]	Sebastian POP , Octavian ISAILĂ, Dragoş PREDA, Andrei-Mihai LUCHIAN, Risk management regarding the use of UAV in the modern air space, Scientific Research & Education in the Air Force-AFASES, DOI: 10.19062/2247-3173.2017.19.1.18
135.	[SPW2013]	Shao, Pengyuan & Wu, Chengfu & Songhui, ma. (2013). Research on key problems in assigned-point recovery of UAV using parachute. 1-4. 10.1109/TENCON.2013.6719061.
136.	[SRN2020]	Sekar, K & Ramesh, M & R, Naveen & M S, Prasath & Vigneshmoorthy, D. (2020). Aerodynamic design and structural optimization of a wing for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV). IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 764. 012058. 10.1088/1757-899X/764/1/012058.
137.	[SSS2017]	Saim, R & Mohd, Sofian & Shamsudin, Syariful & Zulkifli, M & Omar, Zana & Subari@Rahmat, Z & Masrom, M & Zaki, Y. (2017). Computational fluid dynamic (CFD) analysis on ALUDRA SR-10 UAV with parachute recovery system. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 243. 012014. 10.1088/1757-899X/243/1/012014.

138.	[SSS2020]	Silvirianti, Silvirianti & Shin, Soo. (2019). UAV Based Search and Rescue with Honeybee Flight Behavior in Forest. 182-187. 10.1145/3314493.3314497.
139.	[SSV2019]	Sebastian POP , Sorin CHEVAL, Vasile PRISACARIU, Utilizarea vehiculelor aeriene fără pilot pentru prelevarea de date meteorologice, Sesiunea științifică anuală ANM 2019, 19-21 nov.2019, București ISSN: 2285 – 7931, ISSN-L: 2285 – 7931
140.	[STE2013]	Stewart, Christine. (2013). Spacecraft Parachute Recovery System Testing from a Failure Rate Perspective. 10.2514/6.2013-1308.
141.	[STR2019a]	Straub, Jeremy. (2019). Anti-drone cyber attacks (Conference Presentation). 19. 10.1117/12.2523322.
142.	[STR2019b]	Straub, Jeremy. (2019). Anti-Drone and Anti-Autonomy: Achieving Drone Control via System Logic Analysis. 1-9. 10.1109/AERO.2019.8742217.
143.	[SXY2018]	Shi, Xiufang & Yang, Chaoqun & Weige, Xie & Liang, Chao & Shi, Zhiguo & Chen, Jiming. (2018). Anti-Drone System with Multiple Surveillance Technologies: Architecture, Implementation, and Challenges. IEEE Communications Magazine. 56. 68-74. 10.1109/MCOM.2018.1700430.
T		
144.	[THE1992]	Theo W. Knacke: Parachute Recovery Systems Design Manual. Published by permission of the U.S. Navy (NWC TP 6575) at the Naval Weapons Center, China Lake, CA 93555-6001, First edition 1992.
145.	[THO1997]	Thomas, Randy. (1997). Design, fabrication, packing and testing of the Arim-1 sounding rocket recovery system. 10.2514/6.1997-1531.
146.	[TIY2008]	Tiaden, Ryan & Yakimenko, Oleg. (2008). Development of a Payload Derived Position Acquisition System for Parachute Recovery Systems. 18. 10.2514/6.2008-7487.
147.	[TIY2009]	Tiadenf, Ryan & Yakimenko, Oleg. (2009). Concept Refinement of a Payload Derived Position Acquisition System for Parachute Recovery Systems. 10.2514/6.2009-2948.
148.	[TPO2019]	Tedeschi, Pietro & Oligeri, Gabriele & Pietro, Roberto. (2019). Leveraging Jamming to Help Drones Complete Their Mission. IEEE Access. PP. 1-1. 10.1109/ACCESS.2019.2963105
149.	[TRK1969]	Toni, Royce & Knor, Milan. (1969). PROTOTYPE CLUSTER-PARACHUTE RECOVERY SYSTEM FOR A 50,000-LB UNIT LOAD. VOLUME 2. DIRECT DESIGN ASPECTS. 126.
150.	[TRT2008]	Thomas, Randy & Thomas, David. (2008). Design Analysis of an Aircraft Parachute Recovery System for Very Light Jets. 10.2514/6.2008-8949.
151.	[TVJ2019]	Tofterup, Vincent & Jensen, Kjeld. (2019). A Methodology for evaluating Commercial Off The Shelf parachutes designed for sUAS failsafe systems. 10.1109/ICUAS.2019.8798368.
V		

152. [VAL2007] Valavanis K.P., *Advances in unmanned aerial vehicles*, Springer, ISBN 978-1-4020-6114-1 (e-book), 552p.

W

153. [WCW2019] Wang, Chuanyun & Wang, Tian & Wang, Ershen & Sun, Enyan & Luo, Zhen. (2019). Flying Small Target Detection for Anti-UAV Based on a Gaussian Mixture Model in a Compressive Sensing Domain. *Sensors*. 19. 2168. 10.3390/s19092168.

154. [WDS2020] Widiyanti, Daniar & Shin, Soo. (2020). UAV-assisted Military Mapping System using HoloLens.

155. [WGW2008] F.C. Wong, E. Gagnon DRDC Valcartier K. McTaggart, J. Colwell DRDC Atlantic S.J. Zan NRC-IAR O. Thériault AEREX; A parametric study of factors affecting successful ship recovery of UAVs Defence R&D Canada – Valcartier Technical Report DRDC Valcartier TR 2007-484 April 2008

156. [WHW2019] Wu, Han & Wang, Zhengping & Zhou, Zhou & Jia, Jieyu & Wang, Rui. (2019). Modeling of Small UAV Parachute Recovery System Based on Lagrangian Method. 1127-1132. 10.1109/ICMA.2019.8816611.

157. [WHW2020] Wu, Han & Wang, Zhengping & Zhou, Zhou & Wang, Rui. (2020). Establishment and Simulation of Twelve-Degree-of-Freedom Model for UAV Parachute Recovery System. *Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University*. 38. 68-74. 10.1051/jnwpu/20203810068.

158. [WHW2020] Wu, Han & Wang, Zhengping & Zhou, Zhou & Wang, Rui. (2020). Establishment and Simulation of Twelve-Degree-of-Freedom Model for UAV Parachute Recovery System. *Xibei Gongye Daxue Xuebao/Journal of Northwestern Polytechnical University*. 38. 68-74. 10.1051/jnwpu/20203810068.

159. [WID2020] Widdows,. (2020). Packing and installation instructions for Sandia Laboratories/NASA/DFVLR rocket payload parachute recovery system (P/N T19328-000).

160. [WIL2006] Williams, L.E.. (2006). Consider parachutes for UAVS [2]. 164.

161. [WIT1999] Witkowski, Allen. (1999). The Stardust Sample Return Capsule Parachute Recovery System. 10.2514/6.1999-1741.

162. [WJR2020] Wu, Jian & Liu, Rang & Zhao, Sen. (2020). The Cognitive Communication based Anti-jamming Method for UAV Swarm Communication. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 799. 012043. 10.1088/1757-899X/799/1/012043.

163. [WPP1986] Wayne, D. & Peterson, C. & Botner, W.. (1986). Design and performance of a parachute recovery system to recover 155-mm- and 8-inch-diameter artillery shells. 10.2514/6.1986-2444.

164. [WYL2001] Wyllie T (2001) Parachute recovery for UAV systems. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology* 73(6):542-551. doi: 10.1108/aeat.2004.12776baf.001

165. [WYL2001] Wyllie, Tim. (2001). Parachute recovery for UAV systems. Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 73. 542-551. 10.1108/00022660110696696.

X

166. [XFW2019] XIONG, Fei & WANG, Hai & LI, Aijing & YU, Dongping & WU, Guodong. (2019). Compressed sensing-Based Multi-Abnormality Self-Detecting and Faults Location Method For UAV Swarms. IEICE Transactions on Communications. E102.B. 10.1587/transcom.2018DRP0033.

Y

167. [YJL2009] Yeakle, Jay & Lingard, J & Underwood, John & Gudmundsson, Snorri. (2009). Computer Simulation of a Whole-Aircraft Parachute Recovery System. 10.2514/6.2009-2918.
168. [YOT2008] Yakimenko, Oleg & Tiaden, Ryan & Berind, Robert. (2008). Payload derived position and attitude acquisition system for parachute recovery systems. 1198-1203. 10.1109/MED.2008.4601976.

Z

169. [ZAK2013] Zakaria, M.. (2013). Design and Fabrication of Low Cost Parachute Recovery System for UAVs. International Conference on Aerospace Sciences and Aviation Technology. 15. 1-15. 10.21608/asat.2013.22230.
170. [ZAS2011] Zarghami M., Szidarovszki F., Multicriteria analysis, Springer 2011, ISBN 978-3-642-17937-2, 159p
171. [ZCB2020] Zamfira Constantin Sorin , CRISTEA Luciana, Boer Laszlo Attila, **Sebastian Pop** , Development of a Testing Device for Measuring the Functional Parameters of UAV Recovery Systems, 17th International Conference on Remote Engineering and Virtual Instrumentation 2020, Springer publisher
172. [ZLY2019] Zaichik, Larisa & Yashin, Yury & Desyatnik, Pavel & Arkhangelsky, Yury. (2019). Motion Cueing Fidelity in Upset Recovery Simulation. 10.2514/6.2019-0711.
173. [ZRF2008] Zaloga S.J., Rockwell D., Finnegan P., World Unmanned Aerial Vehicle Systems Market Profile and Forecast, 2008 Edition, 332p, www.tealgroup.com
174. [ZZC2019] Zhou, Zhengwei & Cheng, Cheng & Zhang, Xiaobing & Bian, Weiwei. (2019). Numerical Simulation and Optimization on Launching Process of an Anti-UAV Capture Gun. Dandao Xuebao/Journal of Ballistics. 31. 2019.
175. [***004] RACR IA "Înmatricularea aeronavelor civile"
176. [***005] RACR AZAC "Admisibilitatea la zbor a unor categorii de aeronave civile"
177. [***006] RACR OPS LAAG "Lucru aerian și aviație generală";
178. [***007] DN 14-02-001 "Emiterea certificatelor de identificare pentru aeronavele civile motorizate fără pilot (UAV)" Ediția 1 /Ediția 2

179.	[***008]	Directiva 2014/30/UE privind reducerea interferențelor între dispozitivele electrice și electronice și Directiva 2014/53/UE privind comercializarea echipamentelor radio
180.	[***009]	United States US 20160163206A1 (12) Patent Application Publication
181.	[***010]	Launch and recovery systems for unmanned vehicles onboard ships. A study and initial concepts. Centre for Naval Architecture
182.	[***1997]	OG nr. 29/1997 privind Codul aerian civil.
183.	[***2010]	HG nr. 912/2010 referitoare la procedura de autorizare a zborurilor in spatiul aerian national
184.	[***2012]	Regulamentul (UE) nr. 748/2012 privind certificarea de mediu.
185.	[***2014]	Regulamentul (UE) nr. 1321/2014 privind navigabilitatea
186.	[***2018]	Regulamentul (UE) 2018/1139 al Parlamentului European din 4 iulie 2018, referitor la normele privind aviația civilă și AESA
187.	[***2019]	Regulamentul de punere în aplicare (UE) 2019/947 al Comisiei Europene din 24 mai 2019 privind normele și procedurile de operare a aeronavelor fără pilot la bord, care stabilește dispoziții detaliate pentru operarea sistemelor de aeronave fără pilot la bord, precum și pentru personalul, inclusiv pentru piloții la distanță, și pentru organizațiile implicate în respectivele operațiuni; modificat prin Regulamentul de punere în aplicare (UE) 2020/746 al Comisiei Europene din 04.06.2020
188.	[***2020]	Noul Cod Aerian al României, publicat in Monitorul Oficial nr. 222 din 19.03.2020, în vigoare de la 19.06.2020,
Webografie		
189.	[www2018]	https://www.thetimes.co.uk/article/military-is-urged-to-share-latest-anti-drone-defences-with-police-vp6pqr8ln
190.	[www2019]	https://enterprise.dji.com/government#contact
191.	[www2019a]	http://mfe.gov.ro/acesti-oameni-minunati-si-dronele-lor-zburatoare/
192.	[www2019b]	https://zem.utcluj.ro/sectiuni-concurs/sisteme-mecatronice-de-zbor-fara-pilot/
193.	[www2019c]	https://www.globalspec.com/learnmore/specialized_industrial_products/transportation_products/parachutes_3/
194.	[www2020a]	https://www.dedrone.com/resources/incidents/all
195.	[www2020b]	https://www.buyoutfootage.com/pages/titles/pd_dc_610.php
196.	[www2020c]	https://www.spacelegalissues.com/the-history-of-spy-satellites/
197.	[www2020d]	https://en.wikipedia.org/wiki/Corona_(satellite)#/media/File:Fairchild_C119J_Flying_Boxcar_recovers_CORONA_Capsule_1960_USAF_040314-O-9999R-001.jpg
198.	[www2020e]	https://en.wikipedia.org/wiki/PX4_autopilot
199.	[www2020f]	https://www.birdseyeview.aero/
200.	[www2020g]	https://openworksengineering.com/

201. [www2020h] <https://www.droneshield.com/>

202. [www2020i] <https://www.consilium.europa.eu/ro/infographics/drones/>

203. [www2020l] [https://fragax.com/parachute-recovery-d3-prototype/;](https://fragax.com/parachute-recovery-d3-prototype/)

204. [www2020m
] <https://www.unmannedsystemssource.com/shop/parachutes/fixed-wing-bundles/fixed-wing-recovery-bundle-44lbs-20kg-15fps/>

205. [www2020n] <https://www.naval-technology.com/projects/scaneagle-uav/>

206. [www2020o] <http://www.afahc.ro/ro/cercetare/masim.html>

207. [www2020p] <https://www.openpr.com/news/1820820/uav-parachute-recovery-systems-market-size-share-development#prid-1820820>

208. [www2020r] <https://www.opale-parachutes.com/>

209. [www2020x] <https://www.embarcadero.com/products/delphi/starter/free-download>

SCURT REZUMAT

Problematika recuperării roboților aerieni miniaturizați, este un domeniu de noutate a cărei apariție a fost determinată de saltul tehnologic de care au beneficiat aceste sisteme, ele fiind utilizate la scară largă în aplicații civile cât și în cadrul conflictelor asimetrice. Consecința acestor acțiuni a fost apariția legislației, care încadrează aceste sisteme în aceeași categorie cu sisteme de zbor cu pilot uman la bord, lucru ce a dus la dezvoltarea noului concept de recuperare ca procedură de salvare, aterizare și captură. În prima parte a tezei de doctorat au fost analizate stadiul actual al sistemelor de recuperare, precum și fundamentarea științifică a managementului sistemelor de integrare și testare a sistemelor de recuperare pentru roboți aerieni miniaturizați. Ulterior în capitolele practice a fost simulat comportamentul sistemelor de recuperare după etapa de deschidere prin analize numerice și CFD, ulterior fiind efectuate teste în condiții reale. Datele obținute în cadrul simulărilor și testelor în condiții reale au fost utilizate pentru realizarea softului decizional RAM-Rec, soft deosebit de util în managementul sistemelor de recuperare.

SUMMARY

The issue of recovering miniaturized aerial robots is a field of novelty whose emergence was determined by the technological leap that these systems have benefited from, as they are widely used in civil applications as well as in asymmetric conflicts. The consequence of these actions was the emergence of legislation, which places these systems in the same category as human pilot flight systems on board, which led to the development of the new concept of recovery as a rescue, landing and capture procedure. In the first part of the doctoral thesis were analyzed the current state of recovery systems, as well as the scientific substantiation of the management of systems integration and testing of recovery systems for miniaturized aerial robots. Subsequently, in the practical chapters, the behavior of the recovery systems was simulated after the opening stage by numerical analysis and CFD, subsequently being performed tests in real conditions. The data obtained during the simulations and tests in real conditions were used to create the RAM-Rec decision software. This software is a powerful tool in the management of recovery systems.