



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

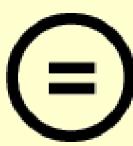
다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원 저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리와 책임은 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)



공학박사학위논문

고정익 날개를 갖은 수직이착륙
무인항공기/플라잉카의 설계 해석 연구

경남과학기술대학교 일반대학원

자동차공학과

민 경 무

지도교수 김봉환

2020년 2월

고정익
날개를
갖은 수직이착륙
무인항공기
/ 플라잉카의
설계 해석 연구

민
경
무

二〇二〇년

二
월

고정익 날개를 갖은 수직이착륙
무인항공기/플라잉카의 설계 해석 연구

지도교수 김봉환

이 논문을 공학박사학위
논문으로 제출함

2020년 2월

경남과학기술대학교 일반대학원

자동차공학과

민경무

민경무의 공학박사학위
논문을 인준함

2020년 2월

학위논문심사위원회

심사위원장 안 국 찬 인

심사위원 이 치 우 인

심사위원 문 철 진 인

심사위원 나 종 문 인

심사위원 김 봉 환 인

경남과학기술대학교 대학원

목 차

List of Tables	i
List of Figures	ii
Nomenclatures	viii
I. 서론	1
1.1 연구배경	1
1.2 관련연구	4
1.3 연구목적	4
1.4 연구방법	5
II. 비행체 요구조건 분석	7
2.1 미션 프로파일(Mission Profile)	7
2.2 주요 요구조건	9
2.2.1 기체 사이즈	10
2.2.2 최대이륙중량 및 임무장비중량	10
2.2.3 체공시간	11
2.2.4 최대비행속도	11
2.2.5 운용고도	11
2.2.6 풍속조건	12
2.3 요구조건만족 평가방식	13
III. 비행체 설계	15
3.1. 무게 추정	15
3.1.1 기체 무게 추정	15

3.1.2 추진 시스템 무게 추정	16
3.2 Airfoil 선정	18
3.3 Stall 속도 계산	22
3.4 비행체 레이아웃 및 크기 설정	22
3.4.1 주날개와 꼬리날개 구성	22
3.4.2 주날개와 꼬리날개 크기	24
3.4.3 Boom 크기 및 배치	30
3.4.4 Control Surface 크기	30
3.4.5 동체 크기	31
3.5 상세 디자인	35
3.6 체공시간 및 임무거리 예측	38
IV. 디자인 해석 결과	42
4.1 안정성 분석	42
4.1.1 종방향 정적 안정성 분석	42
4.1.2 중립점 및 정적마진	46
4.2 트림각 및 엘리베이터 각도 분석	47
4.3 엘리베이터 및 에일러론 컨트롤 파워 분석	69
4.4 횡방향 안정성 분석	70
4.5 무게 중심 추정	71
V. 시제품 제작	73
5.1 목업 기체 설계 및 제작	73
5.1.1 추진 장치 및 동력원 구성	73
5.1.2 비행체 모듈 구성	74

5.1.3 목업 기체 제작	75
5.2 FRP 시제품 기체 제작	76
5.2.1 텁팅 모듈 제작	76
5.2.2 몰드 제작	77
5.2.3 FRP 스킨 제작	84
5.2.4 내부 구조물 제작	85
5.2.5 시제품 비행체 조립	87
VII. 비행시험 결과	89
VIII. 결론	102
참고문헌	103
국문요약	104
영문요약(Abstract)	106

List of Tables

Table 1-1 Status of Development about International Flying Car	3
Table 2-1 List of Requirement about VTOL UAV	12
Table 2-2 System & Sub-System Requirements	13
Table 3-1 Weight Chart of Four Prototypes of 2.2m Wingspan Hybrid VTOL UAV	15
Table 3-2 Target Weight Chart of 2.6m Wingspan Hybrid VTOL UAV	16
Table 3-3 Weight Chart to Design MTOW between 8kg to 9kg	17
Table 3-4 Weight Chart to Design MTOW between 9kg to 11kg	17
Table 3-5 Specifications of 2.2m Hybrid VTOL UAV	28
Table 3-6 Specifications of 2.6m Hybrid VTOL UAV	29
Table 3-7 Material Properties of the Fiber and Balsa	36
Table 3-8 The Result of Motor Power and Amp. Measuring Test	41
Table 4-1 MAC and Static Margin	47
Table 4-2 Trim Angle and Angle Deflection Results (using DATCOM Data)	69
Table 4-3 Actual Flight Data	69
Table 4-4 Control Surface Angle Deflection Results (using DATCOM Data)	70
Table 4-5 Cl _p and C _{nβ} Coefficients Results (using DATCOM Data)	70
Table 4-6 Center of Gravity Estimation	72
Table 5-1 List of Manufacturing Mould about VTOL UAV	77
Table 6-1 Flight Data at CG = 9.0cm	90
Table 6-2 Flight Data at CG = 8.5cm	91
Table 6-3 Flight Data at CG = 8.0cm	92

List of Figures

Fig. 1-1 Type of VTOL UAV	2
Fig. 1-2 Type of Latest Flying Car	2
Fig. 2-1 Mission Profile	7
Fig. 2-2 Various Mode in Mission Profile	9
Fig. 3-1 NACA 8512 Airfoil Properties	18
Fig. 3-2 NACA 9412 Airfoil Properties	18
Fig. 3-3 NACA 9618 Airfoil Properties	19
Fig. 3-4 NACA 4415 Airfoil Properties	19
Fig. 3-5 NACA 8412 Airfoil Properties	19
Fig. 3-6 SG 6043 Airfoil Properties	19
Fig. 3-7 NACA 0011 Airfoil Properties	19
Fig. 3-8 SG 6043 Cl, Cd, Cm vs. Angle of Attack	20
Fig. 3-9 NACA 0011 Cl, Cd, Cm vs. Angle of Attack	21
Fig. 3-10 SG 6043 Cl vs. Angle of Attack at Re=310,000	22
Fig. 3-11 Configuration of Aircraft	23
Fig. 3-12 Configuration of Wing	26
Fig. 3-13 Mean Aerodynamic Chord (MAC)	26
Fig. 3-14 XFLR Model of 2.2m Hybrid VTOL UAV	28
Fig. 3-15 XFLR Model of 2.2m Hybrid VTOL UAV	29
Fig. 3-16 Size and Layout of Boom Structure	30
Fig. 3-17 Initial Layout of the Aircraft	31
Fig. 3-18 Initial Layout (#1) of 2.6m Wingspan Aircraft	32
Fig. 3-19 Second Layout (#2) of 2.6m Wingspan Aircraft	33
Fig. 3-20 CATIA 3D Model of the Second Layout (#2) of 2.6m Wingspan Aircraft	34

Fig. 3-21 Third Layout (#3) of 2.6m Wingspan Aircraft	35
Fig. 3-22 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA Initial 3D Modelling	35
Fig. 3-23 Aircraft Skin Composition	36
Fig. 3-24 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA Final 3D Modelling	37
Fig. 3-25 Motor Test Equipment	41
Fig. 4-1 2.2m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model	42
Fig. 4-2 XFLR5 Model of 2.6m Aircraft Layout (#1)	43
Fig. 4-3 2.6m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model Layout (#2)	43
Fig. 4-4 2.6m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model Layout (#3)	43
Fig. 4-5 2.2m Hybrid VTOL UAV Lift Coefficient vs. Angle of Attack	44
Fig. 4-6 2.2m Hybrid VTOL UAV Moment Coefficient vs. Angle of Attack	44
Fig. 4-7 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) Lift Coefficient vs. Angle of Attack	45
Fig. 4-8 2.2m Hybrid VTOL UAV Moment Coefficient vs. Angle of Attack	45
Fig. 4-9 2.2m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model	48
Fig. 4-10 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#1)	48
Fig. 4-11 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#2)	49
Fig. 4-12 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#3)	49
Fig. 4-13 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA 3D Model Layout (#3)	50
Fig. 4-14 2.2m Hybrid VTOL UAV C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 12m/s	51
Fig. 4-15 2.2m Hybrid VTOL UAV C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 12m/s	52
Fig. 4-16 2.2m Hybrid VTOL UAV C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	53
Fig. 4-17 2.2m Hybrid VTOL UAV C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	53

Fig. 4-18 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	54
Fig. 4-19 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	54
Fig. 4-20 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	55
Fig. 4-21 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	55
Fig. 4-22 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	56
Fig. 4-23 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s	56
Fig. 4-24 2.2m Hybrid VTOL UAV C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	57
Fig. 4-25 2.2m Hybrid VTOL UAV C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	57
Fig. 4-26 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	58
Fig. 4-27 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	58
Fig. 4-28 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	59
Fig. 4-29 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	59
Fig. 4-30 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s	60
Fig. 4-31 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _L vs. Alpha at Various Elevator	

Deflection at V = 17m/s	60
Fig. 4-32 2.2m Hybrid VTOL UAV C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	61
Fig. 4-33 2.2m Hybrid VTOL UAV C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	61
Fig. 4-34 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	62
Fig. 4-35 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	62
Fig. 4-36 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	63
Fig. 4-37 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	63
Fig. 4-38 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	64
Fig. 4-39 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s	64
Fig. 4-40 2.2m Hybrid VTOL UAV C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	65
Fig. 4-41 2.2m Hybrid VTOL UAV C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	65
Fig. 4-42 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	66
Fig. 4-43 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#1) C _L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	66
Fig. 4-44 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) C _m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	67

Fig. 4-45 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#2) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	67
Fig. 4-46 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) Cm vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	68
Fig. 4-47 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s	68
Fig. 5-1 Motor & ESC Device	73
Fig. 5-2 Aircraft Parts Configuration	74
Fig. 5-3 Manufacturing of Mid-Wing using Balsa Material	75
Fig. 5-4 Manufacturing of Nose Part using 3D Printing	75
Fig. 5-5 Images of Mock-up Test UAV	76
Fig. 5-6 Tilting Module	76
Fig. 5-7 Images of Aluminium Front and Back Fuselage Moulds and Front Canopy Mould	79
Fig. 5-8 Images of Aluminium Main Wing and Tail Wing Moulds	79
Fig. 5-9 Material Layup for Vacuum Bagging Process	80
Fig. 5-10 Fuselage Mould in the Autoclave	80
Fig. 5-11 Fuselage Mould during Vacuum Bagging	80
Fig. 5-12 Cracked Region of the Carbon Fiber Mould	81
Fig. 5-13 Complex Region of the Mould where the Carbon Fiber Could Not Removed	81
Fig. 5-14 Fuselage Master Mould Modeling before Design Change	82
Fig. 5-15 Fuselage Master Mould Modeling after Design Change	82
Fig. 5-16 Carbon Back Fuselage Mould (Left and Right Side)	83
Fig. 5-17 Carbon Front Fuselage Mould (Left and Right Side)	83
Fig. 5-18 Image of Wing Skin Manufacturing	84
Fig. 5-19 Inner Structures of the Mid-Wing	85

Fig. 5-20 Inner Structures of the Outer Wing	85
Fig. 5-21 Inner Structures of Horizontal and Vertical Tail Wing	86
Fig. 5-22 Images of FRP First Proto-type	87
Fig. 5-23 Total Weight of FRP Proto-type	88
Fig. 6-1 Angle of Attack at Trim	92
Fig. 6-2 Elevator Deflection Angle at Trim	92
Fig. 6-3 Flight Trajectory	93
Fig. 6-4 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 21m/s Flight Test	94
Fig. 6-5 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 21m/s Flight Test	95
Fig. 6-6 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 24m/s Flight Test	96
Fig. 6-7 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 24m/s Flight Test	97
Fig. 6-8 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 27m/s Flight Test	98
Fig. 6-9 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 27m/s Flight Test	99
Fig. 6-10 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 30m/s Flight Test	100
Fig. 6-11 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 30m/s Flight Test	101

Nomenclatures

Re	Reynold's Number
ρ	Density [kg/m^3]
ν	Kinematic Viscosity [m^2/s]
μ	Fluid Dynamic Viscosity [$\text{kg}/(\text{m.s})$]
V	Velocity [m/s]
CL	Lift Coefficient (3D), Cl (2D)
CD	Drag Coefficient (3D), Cd (2D)
V _s	Stall Velocity [m/s]
g	Gravity Force [m/s^2]
W_0	Take-off Weight
S _w	Wing Area [m^2]
b	Wing Span [m]
C _r	Wing Root Chord
C _t	Wing Tip Chord
AR	Aspect Ratio
λ	Taper Ratio
Γ	Wing Incidence Angle (degree)
Λ	Wing Sweep Angle (degree)
MAC	Mean Aerodynamic Chord
S _v	Vertical Tail Area
l _v	Vertical Tail Arm
C _v	Vertical Tail Volume Coefficient
C _h	Horizontal Tail Volume Coefficient
S _H	Horizontal Tail Area
l_H	Horizontal Tail Arm
CG	Center of Gravity
NP	Neutral Point
C _e	Elevator Chord

C_a	Aileron Chord
UAV	Unmanned Air Vehicle
VTOL	Vertical Take-off and Landing
GCS	Ground Control Station
FCC	Flight Control Computer
n_{tot}	Battery Efficiency
R_t	Battery Rating
k	Oswald Coefficient
E	Endurance
C_{D_0}	Zero Lift Drag
C_{di}	Induced Lift Coefficient
S_{wet}	Wetted Area
π	3.14159
C_f	Skin Friction Coefficient
FF	Form Factor
C_m	Moment Coefficient
α	Angle of Attack
SM	Static Margin
δe	Elevator Deflection Angle
$C_{L\alpha}$	Slope of CL vs. Alpha
$C_{L\delta e}$	Slope of CL vs. Elevator Deflection Angle
CL_{trim}	CL at Trim Alpha
δa	Aileron Deflection Angle
Cn_β	Yawing-Moment Coefficient
Cl_p	Rolling Derivative
$Cm_{\delta e}$	Elevator Control Power
$C_{L\delta a}$	Aileron Control Power

q	Pitch Rate
p	Roll Rate
r	Yaw Rate
θ	Pitch Angle
ψ	Yaw Angle
ϕ	Roll Angle

I. 서론

1.1 연구배경

최근 이동수단은 차량과 비행기의 병합을 통하여 소규모 인원의 장거리 이동을 빠르고 손쉽게 하기 위해 많은 기관에서 개발이 이루어지고 있다. 도시와 도시 사이의 이동 속도가 빨라지기 위해서 도로의 확충이 이루어지고 있지만 그 한계가 보이고 있고 도로 위의 정체 현상 때문에 자동차를 이용한 이동 속도는 예측하기 어려운 것이다. 또한 비행기를 이용한 이동의 경우 빠른 속도의 이동의 강점이 있지만 공항을 통한 이착륙이 이루어지기 때문에 세계적인 공항의 경우 비행기의 이착륙 활주로가 포화 상태가 발생하고 있다. 이러한 상황 때문에 소규모 인원의 도시 간 이동은 계속적으로 늘어나고 있으나 이러한 수요를 대응 할 수 있는 이동형 플랫폼이 제한적이다.

위와 같은 수요를 충족하기 위해서 차량과 비행기의 장점을 융합하는 이동형 플랫폼이 바로 수직이착륙이 가능한 플라잉카이다. 전 세계적으로 현재 플라잉카에 대해 많은 연구기관과 기업에서 앞 다투어 개발 진행을 하고 있다.

플라잉카는 다양한 기술의 융합 산물이다. 특히 500km 정도의 거리를 빠르게 이동해야 되기 때문에 현재의 기술로는 고정익 형태의 양력 비행이 가장 가능성이 높은 방식이다. 때문에 비행기 날개 형태가 기본적으로 필요로 하고 수직이착륙 기능을 요구하고 있다. 수직이착륙을 하기 위해서는 추진체계가 전진부와 수직부로 별도 구성하는 방식이 있고 수직부 추진체계를 전진부 방향으로 천이시키는 방식을 이용하고 있다. 후자의 경우에는 추진체계의 텔팅 매커니즘을 통해서 해결해야 되기 때문에 높은 기술력을 요구하고 있고 플랫폼의 움직임에 의해서 무게 중심의 변동에 충분히 대응 가능한 형태가 필요하다.

상기에서 언급한 수직이착륙 기술은 현재 무인기 분야에서 빠르게 개발 성숙도가 올라가고 있으며 이러한 무인기를 VTOL UAV (Vertical Take off & Landing Unmanned Aircraft Vehicle)로 통칭하여 부른다. 따라서 본 연구에서는 수직이착륙 고정익 무인기 형태를 이용하여 플라잉카의 기본 기술을 실증하기로 한다.

아래의 Fig. 1-1은 수직이착륙 고정익 무인기의 종류를 나타내고 있다[1].

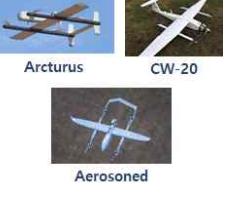
구분	분리형 (최소 모터5개)	통합형 (틸팅)	분리형 (모터4, 엔진1)
이착륙 추진방식	모터	모터	모터
전진비행 추진방식	모터	모터	엔진
대표제품 이미지	  ALTI CW-10 Foxy Pro	 FireFLY Duodrone	 Arcturus CW-20  Aerosonde

Fig. 1-1 Type of VTOL UAV

수직이착륙 고정익 무인기의 기본 기술은 플라잉카에 적용 가능하며 비행체의 동적인 특성을 유지하면서 늘어난 무게를 들어 올릴 수 있는 추력시스템과 동력원의 변경이 필요로 한다. 아래의 Fig. 1-2은 최신 플라잉카의 형태를 나타내고 있다.



Fig. 1-2 Type of Latest Flying Car

그 중 전 세계적으로 가장 선도적으로 개발을 진행하고 있는 기업들은 Table 1-1과 같이 분류된다. 가장 두드러진 특징은 비행기 기술과 자동차 기술의 조합을 요구하기 때문에 단일 기업으로 개발이 진행되기 보다는 기업 간 컨소시엄 구성을 통해서 서로의 장점을 시너지화 하여 기술적으로 빠르게 문제를 해결하는 추세이다.

Table 1-1 Status of Development about International Flying Car

회사	제품명	내용
에어로모빌	에어로모빌 (AeroMobil)	2025년 완전자율주행 에어택시 개발
에어버스	바하나(Vahana) 시티에어버스(City AirBus)	2018년초 1인용 바하나 시험비행 성공 2019년 5월 4인용 시티에어버스 시험비행성공
우버	우버 에어 (Uber Air)	보잉(오로라플라이트), 벨, 엠프라에르와 공동개발 2023년 상용화 목표
아우디	팝업 넥스트 (Pop.Up Next)	에어버스와 협력 2018년 11월 첫선
키티호크	플라이어(Flyer)	구글 공동창업자 래리 페이지 투자 2023년 상용화 목표
볼로콥터	볼로시티 (Volocopter)	다임러(벤츠)그룹 투자, 3년내 상용화 목표
현대차	S-A1	2019년 10월 UAM사업부 신설

본 연구에서는 플라잉카의 기본 성능 중 추진체계의 프로펠러 털팅 매커니즘을 통한 수직이착륙 성능 및 고정익 비행 성능을 소형 무인기를 통하여 기본 성능을 입증하고 최적 설계의 기반이 되고자 하는 것이 배경이다.

1.2 관련연구

문헌 연구는 주로 항공기의 안정성 및 제어를 포함하는 항공기 설계와 관련된 주제에 대해 수행되었다. 이 주제에서 가장 두드러진 문헌 중 하나는 항공기 개념 설계를 수행하는 방법을 연구한 Raymer P. Daniel [1]이 작성한 문서이다. 여기에는 공기 역학, 구조, 안정성 및 제어, 추진 등과 같은 항공기 설계를 수행하고 이해하는 방법이 포함된다.

Robert C. Nelson [6]은 Raymer P. Daniel 외에 항공기 안정성 및 제어에 대한 연구도 제공한다. 또한 비행 역학에 대한 연구와 설명도 제공한다. 이 분야에서도 잘 알려진 Anderson, John D. [8]은 항공기 성능 기술 개발과 이러한 기술의 실제 적용에 대해 썼다. 또한 항공기 설계에 대한 철학과 기술을 다룬다. 또한, Egbert Torenbeek [3]은 공기 역학, 항공기 성능, 안정성 및 제어 및 항공기 구조의 주제를 다루는 항공기 예비 설계에 대한 유용한 문헌을 제공했다. Michael V. Cook이 쓴 교과서에서 저자는 자동 제어 이론을 기반으로 비행 제어 시스템에 대한 문헌을 제공하였다. Lance W. Traub [2]는 설계 또는 항공기 안정성 외에도 배터리 구동 항공기의 거리 및 내구성 평가 방법에 대한 연구를 발표하면서 특히 이 분야에서 매우 중요한 작업을 발표했다.

위에서 언급했듯이, 기존 연구의 대부분은 항공기 설계, 안정성 및 제어 주제와 직접 관련이 있다. 일부 연구에서는 실제 응용 사례를 보여 주지만 이론적인 사례를 기반으로 한다. 따라서 이 논문의 연구는 위에서 언급한 대부분의 문헌에 제시된 항공기 설계, 안정성 및 제어 이론의 실제 응용을 제시하여 하이브리드 수직 이륙 및 착륙 가능한 항공기를 설계 할 것이다.

1.3 연구목적

최근 연구 동향을 보면 다양한 형태로 프로펠러 추진체계를 장착하여 수직이착륙 기능을 수행할 수 있는 형태를 보여주고 있다. 하지만 제시되고 있는 형태의 효율성과 기체 사이즈를 확장 했을 때 적용 가능성의 구체적으로 보이지 않고 아직 연구 결과 또한 부족하다.

고정익 수직이착륙 (VTOL) 무인기는 활주로를 필요로 하지 않고 장시간의 체공을 요구하고 안정적인 친이비행기술을 기반으로 개발해야 한다. 손쉽게 수직이착륙용

추력장치와 전진용 추력장치를 단순 병합해서 고정익 수직이착륙 무인기를 개발 할 수 있지만 이럴 경우 복합 형태로 인한 무게가 상대적으로 높아지고 체공시간이 줄어드는 비효율성이 존재하게 된다. 이러한 문제를 해결하는 것이 바로 프로펠러 추진부에 틸팅 매커니즘을 적용하는 것이다.

본 논문에서는 컨벤셔널한 비행체 형태를 기반으로 주의 날개 전방부에 좌우 틸팅 매커니즘을 장착하여 수직 이착륙과 전진 비행의 최적화 형상을 제시하고 성능 분석에 목적을 두었다. 이를 검증하기 위하여 공력해석을 통하여 비행체의 성능을 평가하여 최적 설계를 실시하였으며 구조해석을 통해 틸팅 매커니즘의 구조 안정성을 검토하였다. 또한 유동해석 및 구조해석 결과를 바탕으로 시제품을 제작하여 실제 비행 성능 비행 실험을 통해 그 효과와 성능에 대해서 연구하였다.

1.4 연구방법

본 연구는 수직 이착륙 (VTOL)이 가능한 무인 항공기의 설계 및 개발에 의해 수행된다. 항공기의 예비 설계는 공기 역학 이론, 항공기 성능 및 안정성 공식에 대한 연구와 이 논문에서 인용한 연구에 의해 개발된 항공기 설계 기술을 기반으로 수행되었다. 비행기 설계의 안정성과 제어를 확인하기 위해 XFLR5와 DATCOM을 사용하여 planform 설계를 분석했다. 해석 결과를 이용하여 시제품을 제작하여 성능을 검증 하였다. 본 논문에서 수행된 연구를 정리하면 다음과 같다.

1. 항공기 설계

- 기존 제조 데이터를 사용하여 초기 이륙 중량 추정을 수행
- 추정 초기 이륙 중량을 기반으로 추진 시스템 설계 수행
- 에어 포일 선택은 XFLR5를 사용하여 다른 에어 포일에 대한 리프트 계수와 리프트 및 항력 비율을 분석하여 수행
- 날개 및 꼬리 크기는 항공기 설계 방법을 기반으로 기존 2.2m 날개 길이 항공기와 유사한 안정성 및 제어를 달성
- 항공기 항력 및 배터리 전력 소비 계산을 기반으로 내구성 및 범위 추정
- CATIA를 이용한 항공기의 3D 모델링 설계 및 개발

2. 항공기 성능 분석

- XFLR5와 DATCOM을 이용하여 항공기 종방향 정적 안정성 분석 및 측면 안정성을 수행하고 기존 2.2m 항공기의 안정성 값과 비교
- DATCOM 데이터는 엘리베이터 편향 각도, 항공기 트림 각도를 찾기 위해 사용되었으며 분석 결과는 실제 비행 데이터와 비교
- 엘리베이터 및 에일러론 전력을 검토하고 제어 표면적을 조정하여 항공기의 감도를 조정하여 제어 표면 전력의 최적화

3. 제조

- CATIA로 금형 설계 수행
- 복합 스키니에 의해 전달될 하중을 고려하여 내부 구조 디자인과 함께 복합 스키니 조성물 디자인을 수행
- 복합 스키니 및 기타 항공기 부품으로 내부 구조를 조립하여 항공기 프로토 타입 제작

4. 비행 시험

- 비행 시험은 21m/s-30m/s의 속도와 300m의 비행 고도에서 수행
- 비행 테스트는 비행 미션 프로파일 주위에 기체를 배치하고 규칙적 피치 위 / 아래 명령을 전송하여 -10에서 +10도 범위의 UAV 피치 각도를 생성하여 수행
- 항공기의 실제 궤도는 GPS 데이터를 사용하여 기록되며 지상 제어 시스템 내비게이션 데이터와 비교

II. 비행체 요구조건 분석

2.1 미션 프로파일(Mission Profile)

비행체의 요구조건을 분석하기 위해서는 가장 먼저 비행체에서 정의되는 비행미션 프로파일을 확정해야 한다. 본 연구에서 개발되는 무인기 비행체는 크게 3가지로 미션이 나뉜다. 아래의 Fig. 2-1은 비행미션 프로파일을 도식화하고 있다.

- 1) 이륙모드(비가역)
- 2) 임무모드
- 3) 착륙모드(비가역)

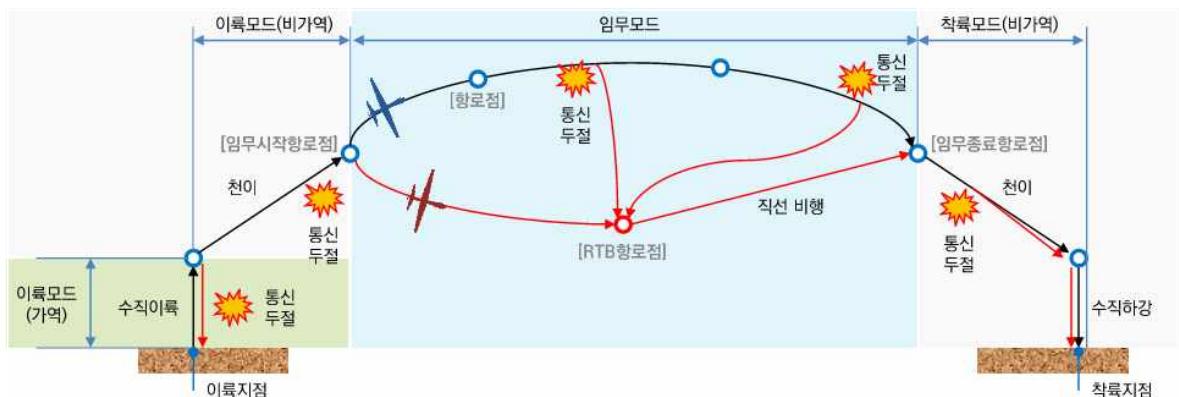


Fig. 2-1 Mission Profile

상기 비행미션 프로파일을 상세하게 기술하면 아래와 같다. 아래의 Fig. 2-2는 비행미션 프로파일을 상세화 하여 도식화하고 있다.

- 1) 이륙 모드에서는 MDF(Mission Data File) 모드와 스틱 모드로 구분하여 운용한다.
- 2) 만약 이륙 모드 중 데이터링크 통신 두절(수직이착륙 시)이 발생될 경우에는 비상 모드로 자동 진입하여 착륙이 수행된다.

- 3) 이륙 모드 중 수직이착륙 과정이 끝나고 데이터링크 통신 두절이 일어날 경우 임무 모드로 진입하여 데이터 통신 상태를 계속 모니터링하고 통신 두절 상태가 계속 일어날 경우 비상 모드로 진입한다.
- 4) 임무 모드는 크게 6가지 모드로 구성된다.
- MDF 모드: 사전에 FCC에 장입된 미션데이터파일에 따라 비행을 수행하는 모드임
 - 점항법 모드: 내부운영자가 GCS장비의 화면을 보면서 Way-Point를 설정하여 Point를 지나가면서 비행을 수행하는 모드임.
 - 스틱 모드: 수동조종기를 조작하는 외부운영자가 조종기를 이용하여 비행을 수행하는 모드임.
 - 노브 모드: GCS장비에 장착되어 있는 3가지 노브(속도, 고도, Yaw) 다이얼 노브를 이용하여 비행을 수행하는 모드임.
 - 카메라 추적모드: 전방에 장착된 짐벌 카메라의 방향과 비행체의 방향을 Align 시켜서 비행을 수행하는 모드임.
 - 목표물 추적모드: 전방에 장착된 짐벌 카메라를 통하여 특정한 물체를 선택할 시 추적모드로 진입하여 비행체가 물체를 중심으로 선회 비행을 수행하는 모드임.
- 4) 착륙 모드는 임무 모드가 끝나고 종료 항로점으로 도착을 한 후 진입하게 된다. 이륙 모드와 마찬가지로 MDF 모드와 스틱 모드로 구분하여 운영된다.
- 5) 비상 모드는 이륙 모드와 임무모드에서 사용자가 원하지 않은 비행 상황이 발생했을 때 진입되는 모드이다.
- RTB 모드: Retune To Base의 약자로 이륙지점으로 자동회귀 하는 모드이다.
 - 비상착륙 모드: 비행체의 센서데이터를 이용하여 자동으로 비상착륙을 하는 모드이다.

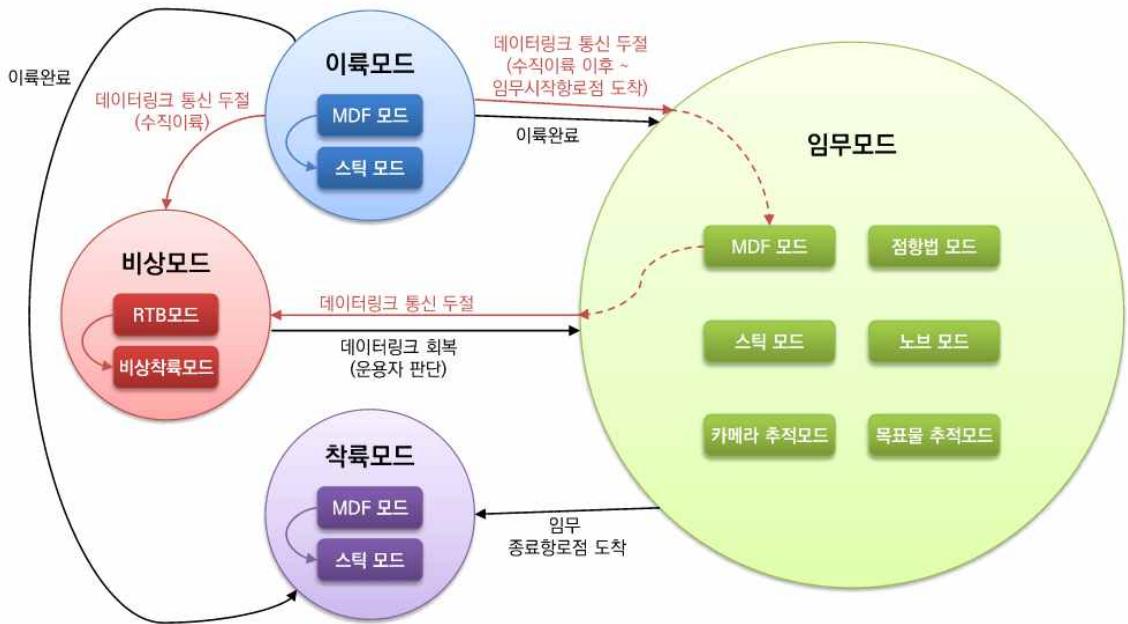


Fig. 2-2 Various Mode in Mission Profile

2.2 주요 요구조건

무인항공기의 비행미션 프로파일을 수행하기 위해서는 주된 요구조건이 있다. 일반적으로 비행체에서 요구되는 요구조건은 아래와 같다.

- 1) 기체 사이즈 (m)
- 2) 최대이륙중량/임무장비중량 (kg)
- 3) 체공시간 (min)
- 4) 최대비행속도 (km/h)
- 5) 작전반경 (km)
- 6) 운용고도 (m)
- 7) 풍속조건 (m/s)
- 8) 강우조건 (mm/h)
- 9) 운용온도 (섭씨)
- 10) 임무장비 요구사항 등

상기 주요 요구조건 중에 비행체 설계에 대한 부분만 간추려 볼 경우 기체 사이즈, 최대이륙중량/임무장비중량, 체공시간, 최대비행속도, 운용고도, 풍속조건 등을 고려해야 한다. 본 연구논문에서 개발되는 무인항공기 비행체의 경우 목표물 탐지를 위한 짐벌 카메라를 기본으로 탑재하고 탐지된 물체를 추적하는 기능을 포함하고 있다. 예상 운용자는 군인 및 경찰 등과 같은 주변 지역의 순찰 및 감시를 하는 영역과 넓은 영역을 주기적으로 모니터링 하는 관리기관 등이다. 따라서 요구조건이 명확하게 설정 가능하며 주요한 요구조건을 다음과 같이 정의하고 개념설계를 진행한다.

2.2.1 기체 사이즈

본 연구개발에서는 사용 예정인 운용자의 요구된 기체의 사이즈가 주날개 길이 기준으로 2~3m급 무인항공기를 개발하는 것이 목표이다. 기존 개발 경험을 비추어 봤을 때 2m 초반의 무인기의 경우 Wing Area가 0.6625m^2 으로 1kg 이상의 임무장비를 탑재하기 어려운 것을 볼 수 있다. 또한 3m 이상의 무인기의 경우 Wing Area는 넓어지는 반면에 무인기의 이동 및 보관이 용이하지 않아서 사용자에 의한 불편이 가중된다. 따라서 본 연구개발에서는 사용자의 이용 편의성과 임무장비 무게를 고려하여 2.5m 전후의 주날개 길이를 고려하고 동체 길이는 꼬리날개와 전방부 임무장비까지의 거리를 고려하여 1.5m 내외의 길이를 고려하기로 한다.

2.2.2 최대이륙중량 및 임무장비중량

비행체 설계에 있어서 가장 중요한 설계 파라미터는 비행체의 MTOW와 Payload 무게이다. MTOW(Maximum Take Off Weight)의 경우 국내 현행 법규에서는 25kg 이내의 경우에만 비행허가 신청이 필요하고 안정성인증도 필요로 한다. 따라서 25kg 이내로 MTOW를 고려하면서 임무장비중량은 1.2kg 내외로 설정되어 있기 때문에 일반적으로 전체 MTOW의 10% 정도를 임무장비중량으로 설정하기 때문에 MTOW는 12kg 내외로 설계 변수로 설정하여 진행하기로 한다.

2.2.3 체공시간

비행미션 프로파일에서 이륙과정과 착륙과정은 수직방향으로 진행되며 전체 비행시간에서 5% 미만의 시간 비중을 차지한다. 실제로 지상에서 무인항공기 비행체가 이륙하는 순간부터 천이비행 단계까지 진행하는 시간은 일반적으로 30~60초 사이에 이루어진다. 그리고 착륙하는 시간은 이륙시간 대비 1.5배 정도의 시간이 소비된다. 따라서 이착륙에 소비되는 시간은 약 1분15초에서 많게는 2분30초를 예상 할 수 있다. 그 외의 비행시간은 고정의 비행을 수행하고 약 40분 이상을 비행하는 것을 목표로 설정한다.

2.2.4 최대비행속도

최대비행속도는 비행체가 운용되는 미션의 특성에 맞춰서 속도의 범위를 산정해야 한다. 예를 들어, 정밀지도제작과 같은 임무를 수행하는 기체의 경우 10~15m/s 의 낮은 비행속도가 알맞으며, 공격형 무인항공기 및 드론의 경우 최대속도가 35m/s 이상으로 설정하는 것이 일반적이다. 본 연구논문에서 개발되는 비행체의 경우 크게 2가지의 중요 미션을 수행할 수 있는 기체로 설계되어야 한다. 첫 번째, 감시정찰 임무 미션으로 약 25m/s 내외의 속도가 적절하다. 두 번째, 공격 임무 미션으로 약 35m/s 내외의 속도가 적절하다. 따라서 본 연구과제의 비행속도 범위는 25~35m/s 의 크루즈 스피드로 설정하며 공격 임무 수행 시 다이브 속도는 최대 40m/s 정도의 속도를 고려하여 설계 진행한다.

2.2.5 운용고도

고정의 수직이착륙 비행체의 경우 이륙 과정은 약 30m 높이까지 수직으로 이륙을 진행하고 순차적으로 천이비행 과정을 거쳐 고정의 비행을 수행한다. 상승고도 속도는 초당 5~10m/s 로 진행하며 상승고도 각도는 약 5도 범위로 진행한다. 운용 고도는 임무장비의 스펙과 연관성이 높기 때문에 임무장비의 특성을 고려하여 설정하며 본 연구논문에서 사용되는 임무장비는 2축 짐벌 카메라로 FHD급 EO 해상도와 SD급 IR 해상도를 갖는다. 10배줌 기능을 갖고 탐지 가능 거리는 주간 기준 500m, 야간 기준 300m이다. 따라서 운용고도는 100~300m 사이로 설정하여 비행체 설계를 진행한다.

2.2.6 풍속조건

비행체 설계 시 풍속조건은 무인항공기의 안전한 운용을 위해서 필수적으로 고려해야 될 요구조건 중에 하나이다. 일반적으로 고정익과 멀티콥터의 풍속조건은 상이하다. 고정익의 경우 더 높은 풍속에서도 안정적인 비행이 가능하다. 예를 들어, 10m/s의 외부 환경 바람이 불 경우 멀티콥터의 경우 충분한 여유추력이 없으면 자세 유지가 어려운 경우가 많다. 하지만 고정익의 경우 10m/s 이상의 바람에도 자세를 유지하는데 어려움이 없다. 다만 돌풍 또는 순간 측풍에는 약하기 때문에 특이한 경우의 풍속조건은 제외하도록 한다. 본 연구논문에서는 고정익 모드와 수직이착륙 모드 모두 7m/s까지 견딜 수 있는 설계를 반영하고 추력시스템을 설정한다. 상기 요구조건을 정리하면 아래의 Table 2-1과 같다.

Table 2-1 List of Requirement about VTOL UAV

요구사양항목	단위	개발 목표치
기체 사이즈 (주날개 X 동체길이)	m	2.6 x 1.5
최대이륙중량	kg	12 이내
임무장비중량	kg	1.2 이내
체공시간	min	40
최대비행속도	m/s	40 (Cruise Speed: 25~35)
운용고도	m	100~300 (AGL 기준)
풍속조건	m/s	7 (고정익/수직이착륙모드 동일)

주요 요구조건 외에 Stall Speed, 동력원(Power Unit) 등을 고려해야 한다. Stall Speed의 경우 XFLR 시뮬레이션 결과를 통해 확인이 가능하고 본 연구에서는 20m/s 전후의 기준값으로 설계 결과가 나올 수 있도록 진행한다. 또한 동력원의 경우 FCC 배터리와 임무 배터리 그리고 메인 배터리 3종으로 동력원을 구분하여 탑재한다. 배터리를 분리하는 이유는 메인배터리의 파워가 부족하여도 FCC 배터리로 통하여 비상착륙이 가능하기 때문이다. 임무 배터리 또한 사용량이 임무마다 다르기 때문에

구분하여 사용하는 것이 안전하다고 판단하여 3종으로 구분하여 설계에 반영한다.

2.3 요구조건만족 평가방식

상기 내용에서 정의한 요구조건을 만족하는지에 대한 평가방법은 IADT 방식을 이용하여 분석을 진행한다. IADT는 검사(Inspection), 분석(Analysis), 시연(Demonstration), 시험(Test)로 구성된다. 종합체계 요구사항 중 비행체 설계 관련된 부분만 좀 더 상세히 구분하여 아래 Table 2-2로 나타내었다.

Table 2-2 System & Sub-System Requirements

번호	식별자	요구사항	개발 목표치			
			I	A	D	T
1	DSS-0010	무인항공기 체계는 비행체, 지상체 부체계를 포함하여 구성되어야 한다.	●			
2	DSS-0020	무인항공기 체계는 감시정찰임무 모드, 타격임무 모드를 사용하여 체계를 운용할 수 있어야 한다.			●	
3	DSS-0030	무인항공기 비행체는 1인 도수 운반이 가능하도록 전체 무게가 30kg 이하여야 한다.			●	
4	DSS-0040	무인항공기 비행체와 지상체는 TC/TM 데이터 및 영상데이터를 연동하여야 한다.			●	
5	DSS-0050	무인항공기 체계는 섭씨 -10~+40도의 운용온도 조건 내에서 정상 동작이 가능해야 한다.				●
6	DSS-0060	무인항공기 체계는 7m/s 이상의 풍속 조건하에서 정상 동작이 가능해야 한다.			●	
7	DSS-0070	무인항공기 체계는 3mm/h 이상의 강우조건 하에서 정상 동작이 가능해야 한다.			●	
8	DAS-0110	무인항공기 비행체의 비행제어시스템은 항법장치 구성 센서를 보정하는 기능을 보유하여야 한다.			●	
9	DAS-0120	무인항공기 비행체는 동체, 비행제어시스템, 탑재데이터링크, 탐지장치, 전원장치, 구동장치, 추진 장치를 포함하여 구성되어야 한다.	●			
10	DAS-0130	무인항공기 비행체의 체공시간은 40분 이상이어야 한다.(국제 표준대기, 기본 임무형상 기준)				●
11	DAS-0140	무인항공기 비행체의 최대운용고도는 100~300m(984ft) 범위여야 한다.(평균해수면, 기본 임무형상, 배터리 유효전압 상태 기준)				●
12	DAS-0150	무인항공기 비행체의 최대비행속도는 60km/h(32knots)이상이어야 한다.(국제표준대기, 기본 임무형상, 배터리 유효전압 상태 기준)				●

번호	식별자	요구사항	개발 목표치			
			I	A	D	T
13	DAS-0160	무인항공기 비행체 동체는 탐지장치, 데이터링크(탑재부), 폭발장치, 비행제어시스템, 전원장치를 장착할 수 있어야 한다.	●			
14	DAS-0170	무인항공기 비행체의 동체는 3mm/hr 이상 강우 조건에 대해 수밀이 보장되어야 한다.			●	
15	DAS-0180	무인항공기 비행체의 동체는 보관 및 운반을 위해 분해, 조립이 가능하여야 한다.			●	
16	DAS-0190	무인항공기 비행체의 비행제어시스템은 항법 장치와 비행제어 컴퓨터가 통합된 통합형 비행제어시스템으로 구성되어야 한다.	●			
17	DAS-0200	무인항공기 비행체의 비행제어시스템은 항법장치로 GPS/INS, 지자계 센서, 압력센서를 포함하여야 한다.	●			
18	DAS-0210	무인항공기 비행체의 탑재데이터링크는 8km의 경사거리(LOS 가 확보된 상태)에서 데이터의 무선 송수신이 정상적으로 동작하여야 한다.			●	
19	DAS-0220	무인항공기 비행체의 탑재데이터링크는 비행체에 장착, 운용될 수 있어야 한다.	●			
20	DAS-0230	무인항공기 비행체의 탐지장치는 비행체에 장착, 운용될 수 있어야 한다.	●			
21	DAS-0240	무인항공기 비행체의 탐지장치는 EO(광학), IR(열영상), 짐벌, 영상처리장치로 구성되어야 한다.	●			
22	DAS-0250	무인항공기 비행체의 탐지장치는 종말유도를 위한 운용 범위 내에서 시야간섭이 없는 위치에 위치해야 한다.			●	
23	DAS-0260	무인항공기비행체의 폭발장치 위치는 폭발장치를 분리 및 설치가 용이하도록 배치되어야 한다.	●			
24	DAS-0270	무인항공기 비행체의 탑재장비들의 전기부하를 충족하는 개별 전원장치를 보유하여야 한다.	●			
25	DAS-0280	무인항공기 비행체의 조종면(aileron, elevator, rudder)은 전기식 구동장치로 구동되어야 한다.	●			
26	DAS-0290	무인항공기 비행체의 추진 장치는 전자제어 방식의 모터와 프로펠러를 이용하여야 한다.	●			
27	DAS-0300	무인항공기 비행체의 추진 장치는 수직이착륙과 천이비행을 위해 추진 장치의 텔팅이 가능해야 한다.			●	

III. 비행체 설계

3.1 무게 추정

3.1.1 기체 무게 추정

초기 설계 이륙중량은 설계 미션을 기준으로 추정된다. 설계이륙 중량은 항공기의 빈 중량과 센서 및 기타 장비의 탑재 중량으로 구성되어 임무를 수행한다. 기체의 빈 중량은 복합스킨, 구조물 보강재, 틸트 로터 메커니즘, 모터, 서보 등으로 구성되는 항공기 구조의 무게를 고려하여 추정된다. 따라서 배터리의 무게는 연료의 무게로 별도로 간주되지 않고 배터리 무게는 미션 내내 변하지 않기 때문에 빈 무게의 일부로 간주된다.

$$W_0 = W_{\text{empty}} + W_{\text{payload}} \quad (3-1)$$

기체 중량의 초기중량 추정은 기존 Hybrid VTOL UAV의 통계적 빈 중량에 기초하여 수행된다. 2.2m Wingspan 하이브리드 수직 이륙 및 착륙 UAV의 4 가지 프로토 타입의 과거 값이 무게추정 계산에 사용된다. 이륙 중량이 4.3kg 인 기존 2.2m Wingspan 하이브리드 UAV는 내구성이 50분이며 페이로드 중량은 400g을 운반 할 수 있으므로 새로운 항공기 설계에는 2.6m Wingspan이 있어야 40분 이상의 내구성 및 1000g 탑재 중량요구 사항을 충족하고 임무를 수행할 수 있다. 새로운 항공기는 또한 복합재료로 만들어 질 것이므로 무게 추정은 습윤 면적 백분율의 증가를 근사하고 증가 백분율을 기준으로 구조물의 무게를 근사함으로써 수행된다. 그런 다음 최소 예상기체 중량이 최대예상 기체 중량을 계산하기 위해 10 %의 마진으로 추가된다.

Table 3-1 Weight Chart of Four Prototypes of 2.2m Wingspan Hybrid VTOL UAV

파트/ 호기	1호기	2호기	2-1호기	3호기
1 Fuselage/ 동체	763	615	615	604
2 Mid-Wings/ 미드윙	780	694.5	694.5	643
3 Outer Wing/ 바깥 날개	470	540.5	470	489
4 Tail/ 수평꼬리 날개	90	75	75	68
5 Carbon Booms/ 카본붐	107	107	107	107
6 Landing Stand/ 랜딩 스텐드	33	33	33	33
Total/ 합계 (grams)	2243	2065	1994.5	1977

Table 3-2 Target Weight Chart of 2.6m Wingspan Hybrid VTOL UAV

	파트/ 호기	Target Weight (g)
1	Fuselage/ 동체	860
2	Mid-Wings/ 미드윙	1000
3	Outer Wing/ 바깥 날개	900
4	Tail/ 수평꼬리 날개	100
5	Carbon Booms/ 카본붐	200
6	Landing Stand/ 랜딩스탠드	33
Minimum Estimated Weight/ 최소예상 무게 (grams)		2850
Maximum Estimated Weight (plus 10% margin)/ 최소 예상 무게 (추가10 % 마진) (grams)		3135

3.1.2 추진 시스템 무게 추정

기체의 초기 중량 추정 후, 항공기의 추진시스템의 설계가 수행된다. 틸트 로터 베큐니즘, 모터, 서보, 배터리와 같은 각 구성 요소의 무게가 표에 나열되어 있다. 추진시스템의 선택은 추진시스템의 무게를 매개 변수로 하는 항공기의 이륙중량에 의존하기 때문에 총 이륙 중량은 두 개의 테이블로 구성된다. 첫 번째 테이블은 8kg에서 9kg 사이의 이륙 중량을 지지 할 수 있는 3.8kg 추진시스템으로 구성되어 있다.

각 MN4014-400KV 모터는 최대 4kg의 무게를 지닐 수 있으므로 4 개의 모터가 지원할 수 있는 총 무게는 16kg이다. 약 2배의 추력 안전 여유를 고려하면 이 추진 시스템 설계는 8kg에서 9kg 사이의 이륙 중량을 지지 할 수 있다. 두 번째 테이블은 4.8kg 추진 시스템으로 구성되며, 더 큰 중량의 구조물을 가정 할 때 9kg~11kg의 이륙 중량을 지지 할 수 있다. 각 MN5212-435KV 모터는 최대 6kg의 무게를 지닐 수 있으므로 4 개의 모터가 지원할 수 있는 총 무게는 20kg이다. 안전 마진 2를 고려하면 이 추진 시스템 설계는 9kg~11kg의 이륙 중량을 지지 할 수 있다.

Table 3-3 Weight Chart to Design MTOW between 8kg to 9kg

Target: 8~9kg				
Component	Specification	Each Weight(g)	Qty.	Weight (g)
Propulsion	Tilt Rotor (Quad, 2-Rotor Tilt)	3808	1	3808
Motor	MN4014-400KV			
Prop	Xoar 15X8			
ESC	Flame HV 60A			
Battery	PT-B16000N-FX30 14.8V			
Flight Control System	–	550	1	550
Wiring	–	300	1	300
Payload	–	1200	1	1200
Structure	Servo 포함	2890	1	2890
MTOW 추정치				8748

Table 3-4 Weight Chart to Design MTOW between 9kg to 11kg

Target: 9~11kg				
Component	Specification	Each Weight(g)	Qty.	Weight (g)
Propulsion	Tilt Rotor (Quad, 2-Rotor Tilt)	4828	1	4788
Motor	MN5212-435KV			
Prop	Xoar 16X8			
ESC	Flame HV 60A			
Battery	Tattu 22000mAh 18.5V			
Flight Control System	–	600	1	550
Wiring	–	400	1	300
Payload	–	1200	1	1200
Structure	Servo 포함	2950	1	3160
MTOW 추정치				9998

3.2 Airfoil 선정

선정된 에어 포일은 가능한 가장 낮은 항력으로 cruise 속도에서 큰 Cl을 가져야한다. NACA 9618, NACA 9412, NACA 4415, NACA 8512 및 NACA 8412, SG 6043, NACA 0011과 같은 여러 에어 포일이 선택된다[9]. 이 에어 포일은 동일한 Reynolds number와 공격 각도에서 리프트 계수, 리프트 대 드래그 비율, 리딩 엣지 두께 및 스톤 각도를 기준으로 비교된다. 시뮬레이션은 $Re = 310,000$ 에서 수행된다. Reynolds number는 아래 공식 (3-3) 을 사용하여 계산된다.

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (3-2)$$

$$= \frac{Vl}{v} \quad (3-3)$$

“ V “는 항공기의 속도이고, “ l “은 평균 코드 길이이고, “ v “는 운동학적 점도이며 $1.45 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ 로 설정된다. 링 와류 방법을 사용하여 XFLR5 소프트웨어를 사용하여 시뮬레이션을 수행하였으며 일부 경우는 다음과 같다.

NACA 8512

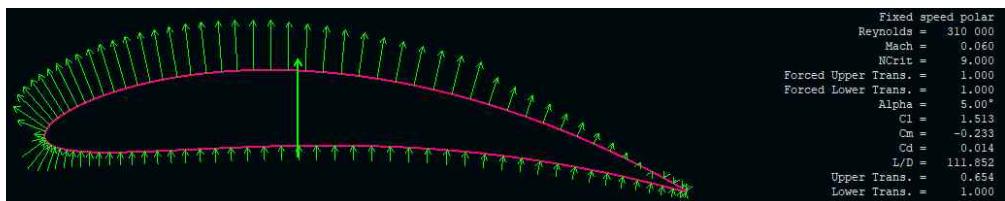


Fig. 3-1 NACA 8512 Airfoil Properties

NACA 9412

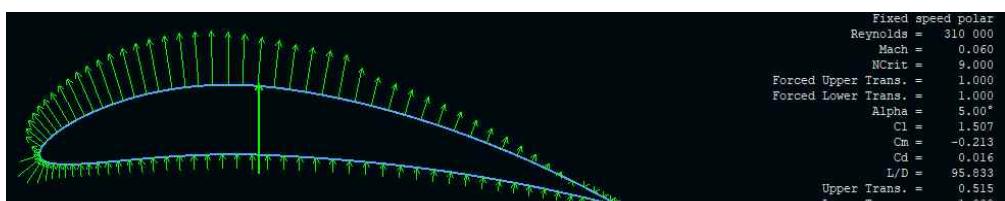


Fig. 3-2 NACA 9412 Airfoil Properties

NACA 9618

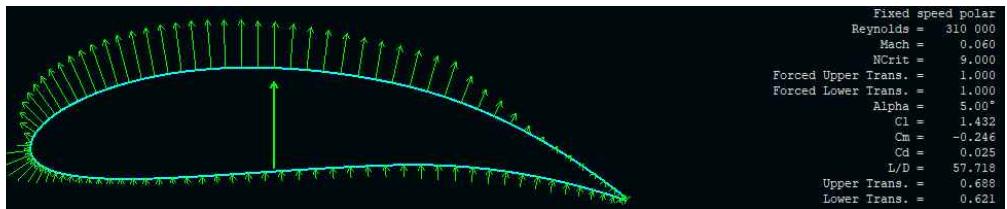


Fig. 3-3 NACA 9618 Airfoil Properties

NACA 4415

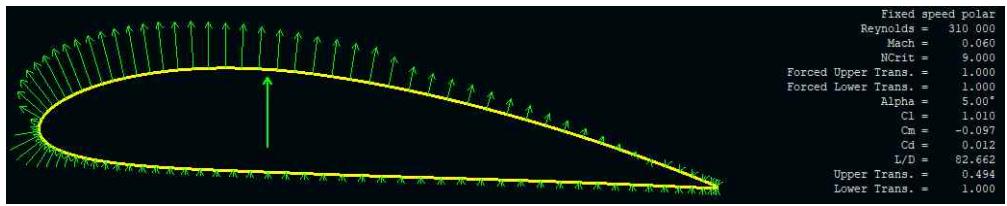


Fig. 3-4 NACA 4415 Airfoil Properties

NACA 8412

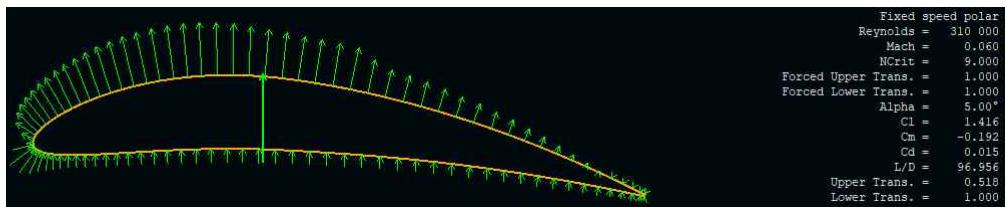


Fig. 3-5 NACA 8412 Airfoil Properties

SG 6043

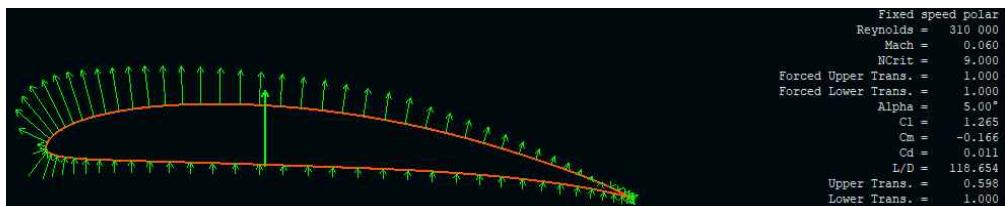


Fig. 3-6 SG 6043 Airfoil Properties

NACA 0011

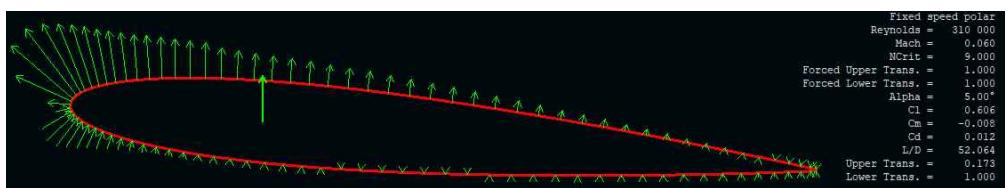


Fig. 3-7 NACA 0011 Airfoil Properties

예비 분석 결과, SG 6043이 최상의 결과를 보여준다. 따라서 주 날개에 SG 6043 에어 포일을 사용하기로 결정된다. 이 에어 포일은 높은 리프트 계수, Cl 및 높은 리프트 대 드래그 비율, 낮은 angle of attack에서의 Cl/Cd로 인해 선택된다. 스톤 각도가 높다. 대칭 에어 포일 NACA 0011은 꼬리 날개에 사용하도록 선택된다. 선택한 두 개의 에어 포일에 대한 에어 포일 고정 속도 극점이 아래에 표시되어 있다.

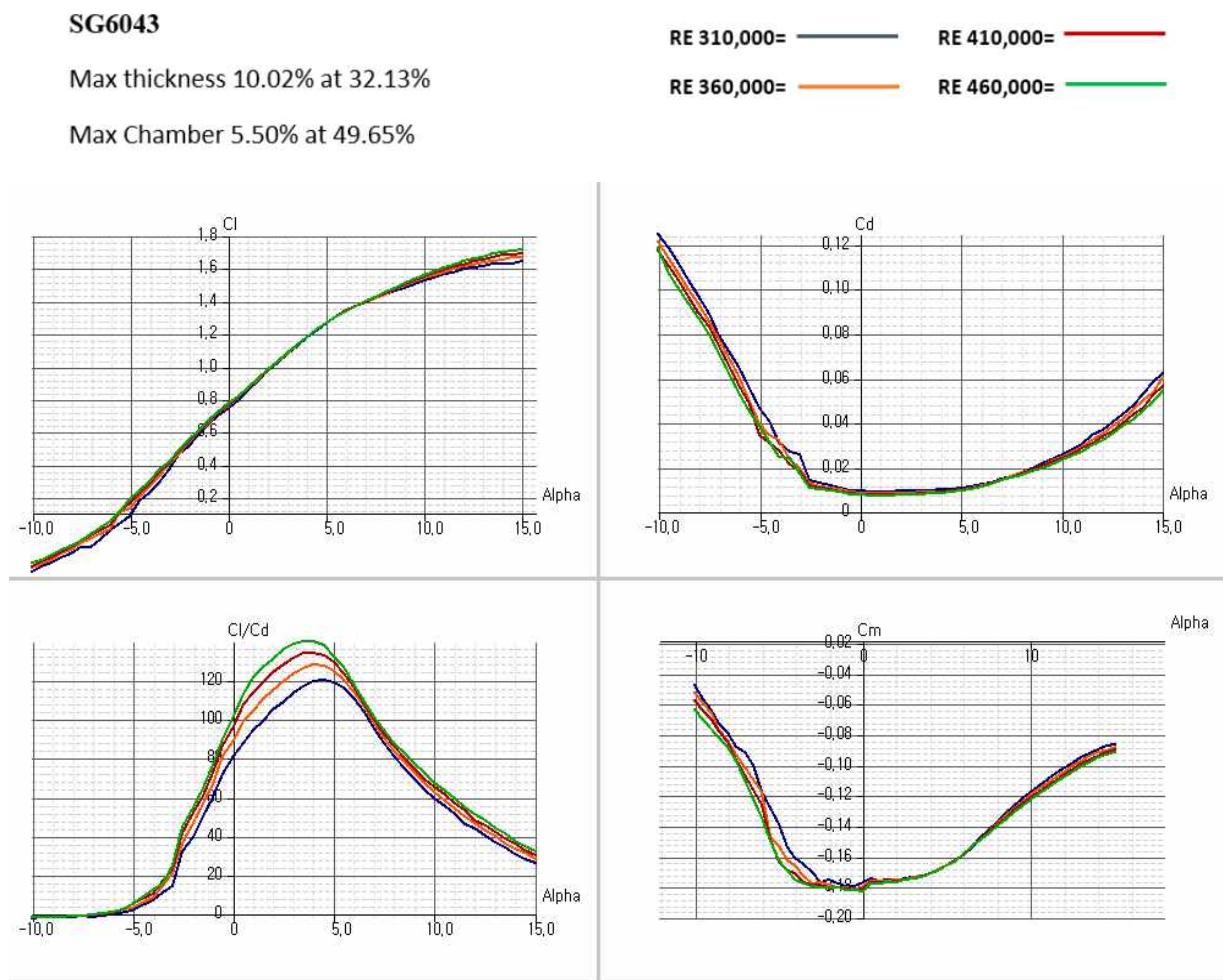


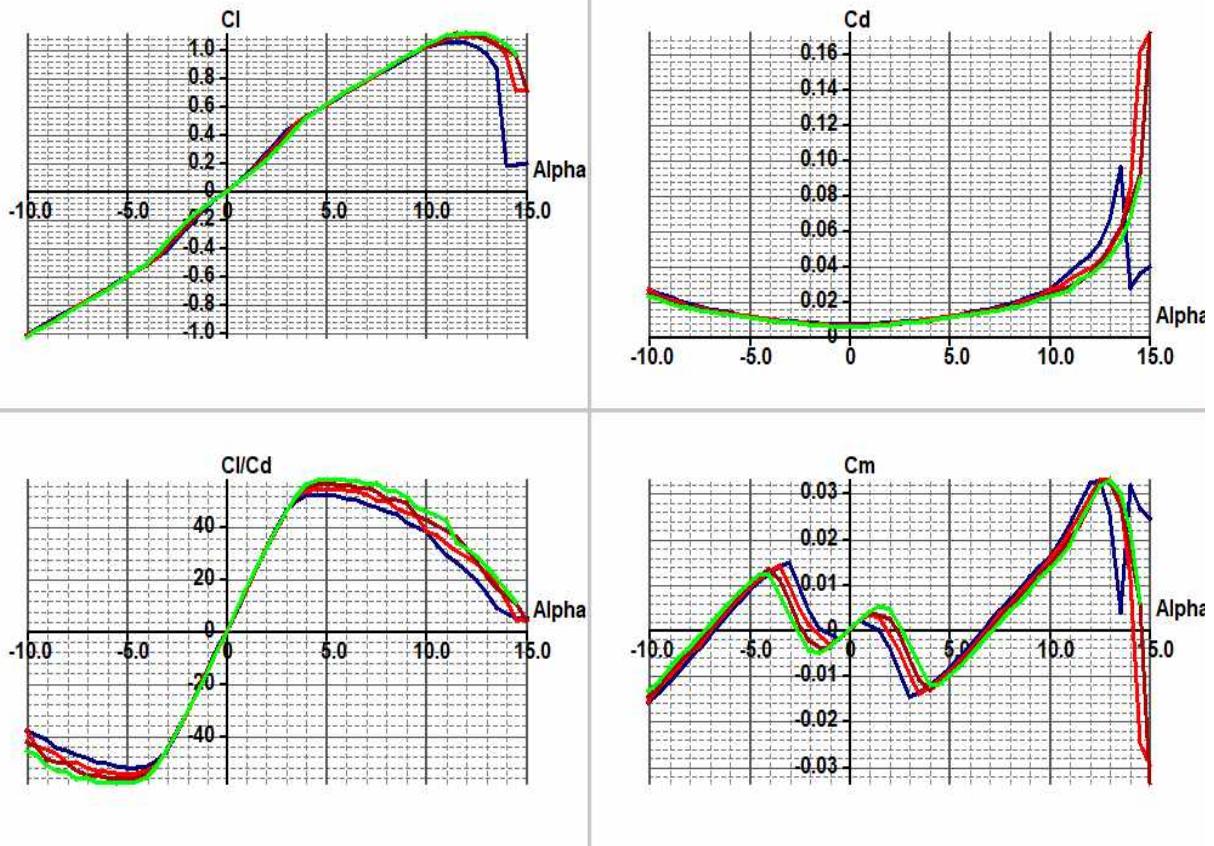
Fig. 3-8 SG 6043 Cl, Cd, Cm vs. Angle of Attack

NACA 0011

Max thickness 11.00% at 29.03%

Max Chamber 0.00% at 0.00%

RE 310,000= ——— RE 410,000= ———
RE 360,000= ——— RE 460,000= ———

Fig. 3-9 NACA 0011 C_l , C_d , C_m vs. Angle of Attack

3.3 Stall 속도 계산

Stall 속도 계산은 Stall 하기 전에 항공기가 작동 할 수 있는 최소 속도를 찾기 위해 매우 중요하다. 날개의 표면적이 결정되고 총 이륙 중량이 추정되면 Stall 속도의 계산을 수행 할 수 있다. 이 계산 Stall 속도의 계산은 아래 관계를 사용하여 수행 할 수 있다[6].

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot g \cdot W_0}{\rho \cdot S_W \cdot C_{l_{max}}}} \quad (3-4)$$

대기 밀도 ρ 는 1.225 kg/m^3 이며 stall 속도 계산에 사용된 날개 에어 포일의 C_l 최대값은 XFLR5 분석을 통해 얻을 수 있다. 수행된 Stall 속도 계산에 따라 항공기의 stall 속도는 12.3 m/s 이다.

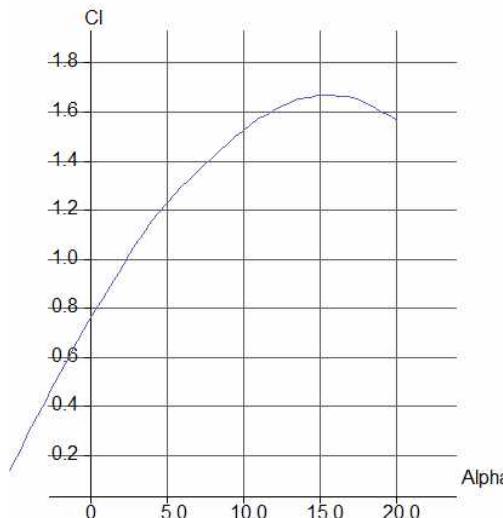


Fig. 3-10 SG 6043 Cl vs. Angle of attack at $Re=310,000$

3.4 비행체 레이아웃 및 크기 설정

3.4.1 주날개와 꼬리날개 구성

항공기의 날개 길이는 2.6m 로 추정된다. 따라서 주 날개는 쉽게 운송 할 수 있도록 포장 백에 들어갈 수 있도록 섹션으로 분리해야 한다. 날개는 중간 날개와 두 개의 바깥 날개로 구성된 세 부분으로 구분된다. 동체 섹션은 또한 전방과 후방 동체의 두

섹션으로 분리되어 전방 동체는 센서와 짐벌 카메라를 배치하기 위한 payload compartment로 사용되며, 후방 동체는 주로 배터리를 배치하는 데 사용된다. 봄은 미드 왕과 일체형으로 결합되어 봄과 미드 왕 사이의 배선 분리 지점을 줄인다. 배선 분리 지점을 줄이면 전기 배선 분리 지점에서 발생할 수 있는 향후 문제의 위험을 줄일 수 있다.

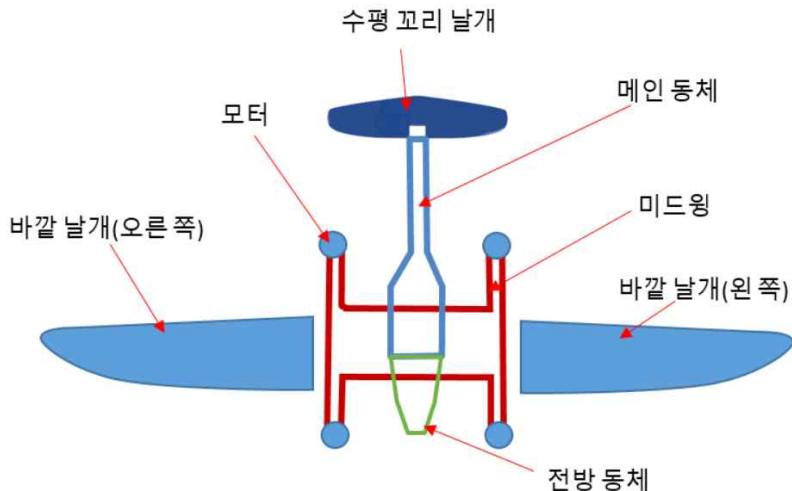


Fig. 3-11 Configuration of Aircraft

모터는 날개에 연결된 봄에 배치되므로 이 항공기의 설계를 위해 high wing 구성이 선택된다. 높은 날개 구성은 접지와 모터 사이에 충분한 여유 공간을 허용한다. 게다가, 높은 날개 구성은 왼쪽 및 오른쪽 날개를 연결하는 카본 파이프가 동체 영역을 통과 할 필요가 없기 때문에 동체에서 더 유용한 공간을 허용한다. 미드 왕을 동체에서 분리 할 수 있으므로 high wing 구성으로 인해 이 항공기에 또 다른 이점이 추가된다. 따라서 날개를 4 개의 부분으로 분리 할 필요가 없어 제조가 용이해졌으며, 이는 low wing 또는 middle wing 구성의 경우가 아니다.

이 항공기의 설계를 위해 선택할 수 있는 여러 가지 유형의 테일 배열이 있다. 테일 배열 중 일부는 T- 테일, V- 테일, 트윈 테일, H- 테일, Y- 테일, 역 V- 테일, V- 테일 및 conventional 테일 배열을 포함 할 수 있다. 이 구성은 가장 가벼운 무게로 적절한 안정성과 제어를 제공하기 때문에 이 항공기의 설계를 위해 conventional 테일 배열이 선택된다. 이 구성은 구조적으로 강력한 테일을 제공하므로 설계 및 제조가 가장 쉽다.

3.4.2 주날개와 꼬리날개 크기

항공기의 총 중량이 측정되면 항공기의 날개와 꼬리의 크기를 결정할 수 있다. 날개 크기에는 총 중량을 들어 올릴 수 있을 만큼 크지만 항공기의 무게를 줄이고 drag 페널티를 낮출 수 있을 정도로 작은 날개 디자인이 필요하다. 필요한 날개 면적, S_w 는 이륙 총 중량을 이륙 날개 하중으로 나누어 결정될 수 있다.

Planform 영역은 수평면에 대한 0°각도의 날개의 투영이다. 이것은 날개그림자 영역에서 생각할 수 있다. 따라서 planform 영역 S 는 다음과 같다.

$$S = \frac{b}{2} \cdot (c_r + c_t) \quad (3-5)$$

에어 포일 유형을 선택한 후 날개의 모양은 wingspan, dihedral angle, incidence angle, wing twist, taper ratio, aspect ratio, and sweep angle 과 같은 다른 변수를 기반으로 고려된다. 날개 설계의 전체 리프트 대 드래그 비율을 향상 시키려면 더 큰 aspect ratio (AR)가 필요하며 설계에 통합되어야 하며 이는 텁 효과로 인한 드래그를 감소시킬 수 있다. Aspect ratio 높은 날개는 같은 면적의 aspect ratio 낮은 날개보다 텁이 더 멀리 있기 때문이다. 따라서, tip vortex 영향을 받는 날개 면적의 양은 낮은 aspect ratio 날개보다 높은 aspect ratio 날개에 대해 적다(Raymer P. Daniel, 2016)[1]. Aspect ratio 변경의 또 다른 효과는 stall 각도의 변경이다. Aspect ratio가 낮은 날개의 경우 날개 끝에서 유효 공격 각이 줄어들기 때문에 aspect ratio가 높은 날개보다 높은 공격각도에서 stall 한다[1]. 이 항공기는 다이빙을 위해 설계되어야 하므로 날개의 aspect ratio로 인해 무게 증가하는 것과 stall 각도의 균형을 맞추는 것이 중요한다. 항공기는 flying wing이나 glider가 아니기 때문에 10 ~ 15의 aspect ratio로 충분하다. 날개 aspect ratio, AR은 wingspan과 chord 사이의 관계를 측정 한 것이다. 다음과 같이 정의된다.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3-6)$$

Taper ratio은 tip chord 와 centerline root chord의 비율이다. 타원형 방식으로 리프트를 배포하는 것으로 인해 unswept and untwisted 날개를 위한 리프트에 최소 드래그를 달성 할 것이라는 Prandtl wing theory에 의한 입증으로 가장 이상적인 날개 형태는 타원형 날개 planform이다[7].

이 항공기의 주 날개에 대한 taper ratio은 타원형 날개 평면에 가까운 0.56으로 설정된다. Taper ratio은 다음과 같이 정의된다.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3-7)$$

날개 incidence각은 동체에 대한 날개의 pitch 각도이다. Incidence각은 특정 작동 조건, 특히 cruise 중에 항력을 최소화하기 위해 선택된다. 일반 항공의 대부분의 설계에서 날개 incidence각은 군용 항공기의 경우 2도에서 약 0으로 설정되어 있다고 가정된다[1].

날개 dihedral각은 비행기를 정면에서 볼 때 수평에 대한 날개의 각도이다. Positive dihedral각 날개는 뱅킹 될 때 비행기를 굴려서 수평을 유지하도록 도와준다. 뱅킹 중, dihedral각을 갖는 하강 날개는 공격 각을 가지므로 dihedral이 없는 날개보다 높은 리프트를 가지므로 기체를 수평 위치로 되돌릴 수 있다[1].

Wing twist는 팁 에어 포일을 root 에어 포일에 비스듬히 배치한다. 윙 트위스트를 사용하여 팁 stall을 방지하고 리프트 분배를 최적화 할 수 있다. 날개 에어 포일이 “워시 아웃 (washout)“으로 알려진 root에 비해 감소된 angle of attack를 갖도록 날개를 비틀면 날개가 root에서 먼저 stall할 수 있다. 이것은 점진적인 실속을 제공하고 실속 중 제어를 향상시킨다[1].

날개 sweep은 날개에 충격이 형성되는 것을 방지하는 데 사용된다. 날개가 sweep 될 때, 수직으로 측정 될 때 리딩 에지로부터 트레일링 에지까지의 거리가 더 짧아서 윙을 통과하는 공기의 속도가 느려져서 shock의 형성을 감소시킬 수 있다. 날개 sweep은 taper ratio 및 aspect ratio로 표현 될 수 있다.

$$\Lambda_2 = \Lambda_1 + \tan^{-1} \left[\frac{4}{AR} \cdot \left(\frac{x}{c_1} - \frac{x}{c_2} \right) \cdot \frac{1-\lambda}{1+\lambda} \right] \quad (3-8)$$

x / c 는 상대 chord 값이다. 예를 들어, 앞 가장자리에서 x / c 는 0이다. 25% chord에서 x / c 는 0.25 이다.

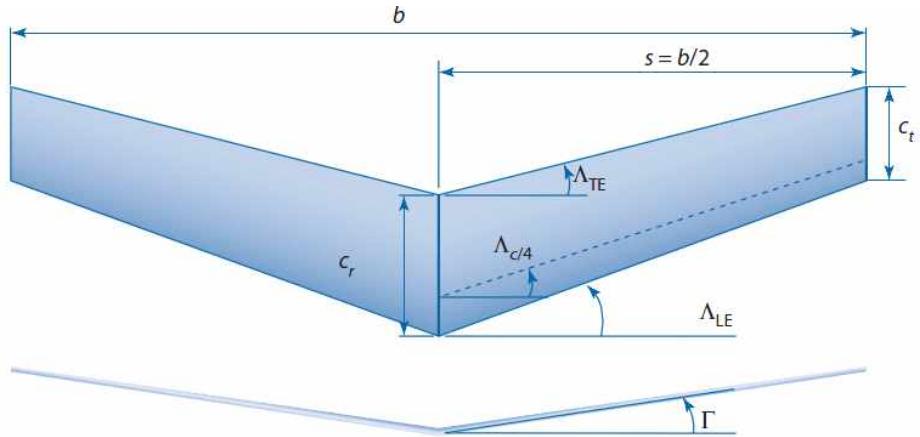


Fig. 3-12 Configuration of Wing

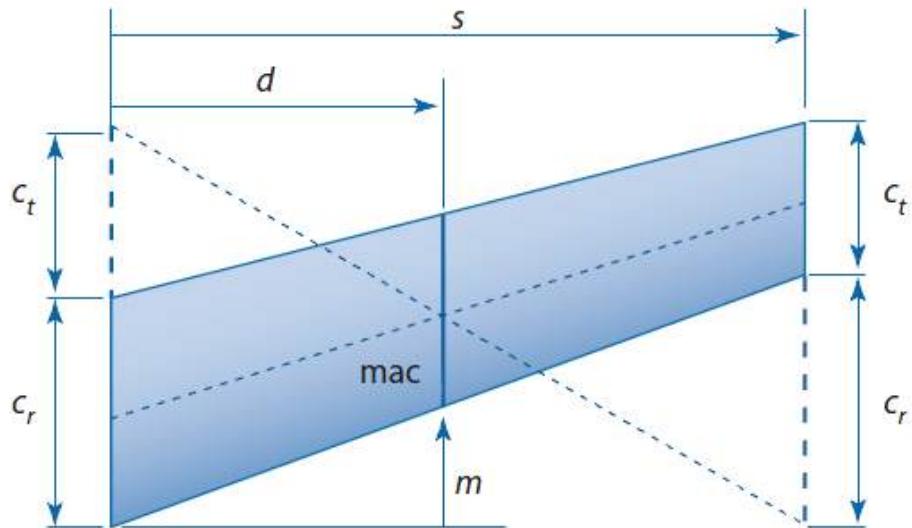


Fig. 3-13 Mean Aerodynamic Chord (MAC)

또 다른 중요한 측면은 mean aerodynamic chord이다. 안정성 및 제어 분석에 사용되는 면적 가중평균 chord입니다. Mean aerodynamic chord는 다음과 같이 정의된다[8].

$$mac = \frac{2}{3} \left(c_r + c_t - \frac{c_r \cdot c_t}{c_r + c_t} \right) \quad (3-9)$$

UAV의 MAC은 268mm이다. 이 항공기의 날개 및 꼬리 크기 설계는 기존 2.2 미터 날개 스팬의 하이브리드 VTOL UAV를 기준으로 수행된다. 날개 스팬, sweep각, dihedral각, incidence각과 같은 변수와 리프트 계수, 드래그 계수, 리프트 대 드래그 비율과 같은 변수를 변경하는 동안 여러 연구가 수행되며 총 리프트가 비교된다. 결과적으로 매개 변수와 성능 사이에는 다양하고 복잡한 관계가 있다. 우선, dihedral각, incidence각 및 sweep각을 증가시켜 높은 CL을 달성 할 수 있지만, 이는 드래그 비용이 듦다. Dihedral각, incidence각, sweep각도와 같은 매개 변수가 가능한 한 낮으면 가장 높은 활공비가 달성된다. 이 디자인에서 메인 날개의 incidence각 1° 로 결정됩니다. Dihedral각을 갖는 날개를 제조하기 어렵기 때문에 dihedral각은 0° 로 설정된다. 이 항공기의 aspect ratio는 10으로 설정되어 있다.

총 이륙 중량은 예측 MTOW = 10kg 인 것으로 이미 밝혀졌다. 이로부터 약 17m / s의 속도로 0° 공격각에서 cruise하는 동안 필요한 리프트 계수는 다음을 사용하여 계산된다.

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho v^2 S} = \frac{2 * 10 * 9.8}{1.223 * 17^2 * 0.6625} = 0.837 \quad (3-10)$$

위 계산에서 레벨 비행에 대한 최소 CL을 얻게 된다.

꼬리의 주요 목적은 날개에 의해 생성된 모멘트에 대응하는 것이므로 꼬리 크기 선정은 날개 크기와 관련하여 수행된다. 수직 꼬리는 날개 yawing 모멘트의 영향에 대응해야 하며 이 yawing 모멘트는 날개 길이와 직접 관련이 있다. 따라서 날개 길이는 수식 (3-11)에 의해 정의된 “vertical tail volume coefficient”에서 고려된다[1].

$$C_V = \frac{S_V \cdot l_V}{S_W \cdot b} \quad (3-11)$$

수평 꼬리는 날개 평균 chord (C_{MAC})과 가장 직접적으로 관련된 항공기의 pitching 모멘트에 대응해야 한다. C_{MAC} 는 수식 (3-12)에 의해 정의 된 “horizontal tail volume coefficient”에서 고려된다[2].

$$C_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S_W \cdot c_{MAC}} \quad (3-12)$$

이것은 지구력이 긴 항공기이기 때문에 일반적인 항공기의 수직 꼬리 volume coefficient와 수평 꼬리 volume coefficient 값이 0.02와 0.50 인 것은 이 항공기의 날개와 꼬리 디자인을 위한 기준으로 간주된다[1]. 이 값은 설계에서 기준으로 사용되는 2.2m 윙스팬 하이브리드 VTOL 항공기의 수직 테일 volume coefficient 및 수평 테일 volume coefficient 값과 유사하다.

2.2 미터 윙스팬 하이브리드 VTOL 항공기의 배치와 2.6 미터 윙스팬 하이브리드 VTOL 항공기 설계의 배치는 다음과 같다.

Table 3-5 Specifications of 2.2m Hybrid VTOL UAV

Main Wing	Vertical Tail Wing	Horizontal Tail Wing
Wing span = 2.2 m	Wing span = 0.28 m	Wing span = 0.58m
Dihedral angle = 0	Dihedral angle = 0	Dihedral angle = 0
Angle of Incidence = 1°	Angle of Incidence = 0°	Angle of Incidence= 0°
Airfoil = SG 6043	Airfoil = NACA 0011	Airfoil = NACA 0011
Wing area= 0.4949 m ²	Tail volume coefficient = 0.02	Tail volume coefficient = 0.48
MAC= 0.233 m	MAC= 0.146 m	MAC= 0.122 m
AR = 9.8	AR = 4.2	AR = 4.9

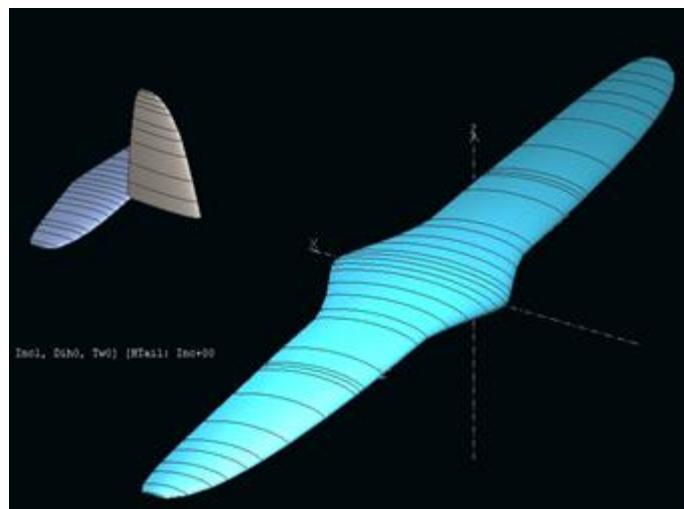


Fig. 3-14 XFLR Model of 2.2m Hybrid VTOL UAV

Table 3-6 Specifications of 2.6m Hybrid VTOL UAV

Main Wing	Vertical Tail Wing	Horizontal Tail Wing
Wing span = 2.6 m	Wing span = 0.3 m	Wing span = 0.7 m
Dihedral angle = 0	Dihedral angle = 0	Dihedral angle = 0
Angle of Incidence = 0^0	Angle of Incidence = 0^0	Angle of Incidence = 0^0
Airfoil = SG 6043	Airfoil = NACA 0011	Airfoil = NACA 0011
Wing area= 0.6625 m^2	Tail volume coefficient = 0.02	Tail volume coefficient = 0.48
MAC = 0.268 m	MAC = 0.175 m	MAC = 0.139 m
AR = 10.2	AR = 3.9	AR = 5.3

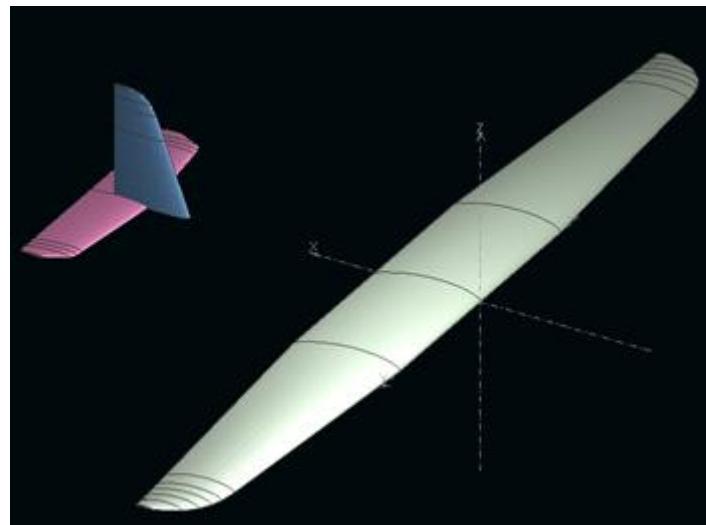


Fig. 3-15 XFLR Model of 2.6m Hybrid VTOL UAV

3.4.3 Boom 크기 및 배치

미드 윙과 바깥 쪽 윙 사이에 위치한 봄은 전면에 두개의 틸팅 모터를 장착하고 후면에 두개의 고정 모터를 장착하여 항공기가 수직으로 이착륙 할 수 있도록 하기 위한 것이다. 봄은 또한 메커니즘의 하우징 역할을 하며 이는 전면에 있는 두 개의 틸팅 모터를 회전시키는 메커니즘이다. 봄 길이 크기는 프로펠러의 다운 워시 영역이 윙의 표면을 방해하지 않도록 프로펠러와 윙 사이에 필요한 거리의 양을 고려하여 프로펠러의 크기에 의해 결정된다. 봄 배치 설계는 프로펠러가 동체를 간섭하지 않도록 모터의 프로펠러와 동체 본체 사이에 필요한 거리를 고려하여 수행된다. 봄 중심은 항공기의 무게 중심선과 항공기의 neutral point 사이에 배치된다.

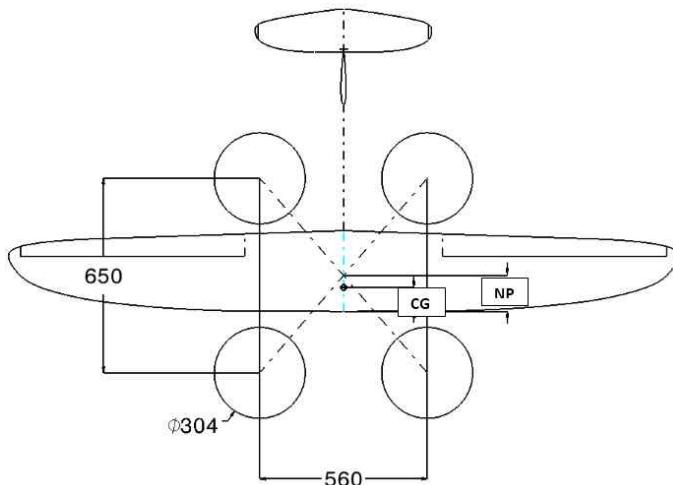


Fig. 3-16 Size and Layout of Boom Structure

3.4.4 Control Surface 크기

기본적인 제어 표면은 비행체의 롤(Roll) 방향을 제어하는 에일러론, 비행체의 피치(Pitch) 방향을 제어하는 엘리베이터 그리고 비행체의 요(Yaw) 방향을 제어하는 러더로 구성된다. 비행체의 제어 표면(Control Surface)는 (Raymer, P. Daniel)[1]에 근거하여, 에일러론의 크기는 일반적으로 약 15-25 % 윙 코드 (Ca / C)이며, 러더와 엘리베이터는 일반적으로 25-50 % 윙 코드로 설정된다. 엘리베이터 비율 (Ce / C)과 방향타 비율 (Cr / C)의 일반적인 비율은 0.43과 0.40이다. 따라서 에일러론, 엘리베이터

및 러더의 초기 사이징은 각각 0.25, 0.45 및 0.41 비율로 수행 된 후, 분석 후 제어력을 조정하기 위해 나중에 조정한다.

3.4.5 동체 크기

동체의 크기는 비행체 전체 크기에 맞는 구성 요소의 크기를 기준으로 설정한다. 동체의 폭은 비행체에 장착해야 하는 배터리 크기에 따라 결정된다. 내구성 요구사항을 충족하기 위해 항공기는 총 크기 92mm x 98mm x 206mm 의 10,000mAh 배터리 2개를 운반해야 하므로 동체 섹션의 최대 크기는 110mm X 125mm 로 설정하여 배터리를 배치하기 위한 충분한 너비를 제공한다. 비행체의 구성 요소의 무게를 분산하여 무게 중심 추정을 수행 할 때 배터리의 위치를 결정할 수 있지만 동체 설계 시 가장 많은 무게 비중을 차지하는 배터리의 경우 초기 추정 위치에서 60mm 이동 될 수 있도록 한다. 이러한 이유는 비행체의 실제 무게 중심은 모델링에서 계산되는 예상 무게 중심과 다를 수 있기 때문이다.

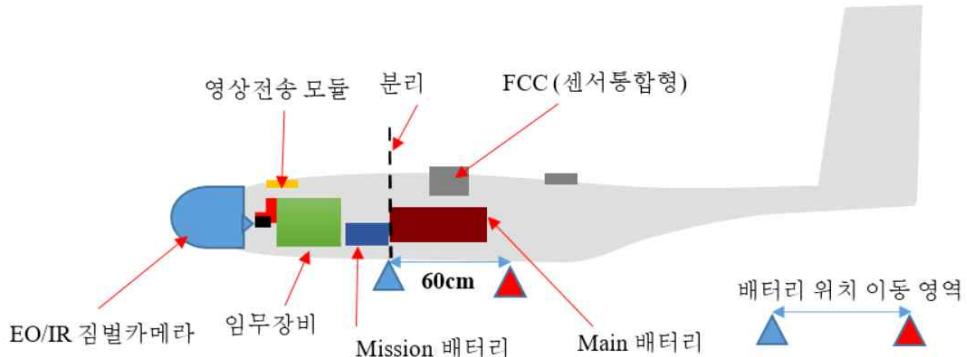


Fig. 3-17 Initial Layout of the Aircraft

동체 전면부의 길이는 짐벌카메라, 임무장비 등과 같은 페이로드의 위치에 따라 결정된다. 이러한 구성 요소의 배치는 항공기의 임무에 따라 달라진다. 따라서 페인동체부와 전방동체부를 분리할 수 있도록 설계하였다. 임무장비가 만약 폭탄일 경우 항공기가 목표물에 충돌했을 때 활성화되어야하기 때문에 비행체의 노즈는 날개부(Boom)에 설치된 전방 텔팅 모터보다 앞에 있도록 설계되었다. 이를 통하여 전면에 배치된 폭탄이 목표물을 때릴 때 충분한 충격을 받을 수 있다. 비행체 노즈가

만약 날개부(Boom) 보다 짧게 설계된다면 전방 틸팅 모터가 목표물에 먼저 부딪힐 가능성이 높아지고 그럴 경우 폭탄의 충격이 덜 받을 가능성이 높다. 그리고 전방동체의 최소 드레그(Minimum Drag)를 위하여 상어 형상의 노즈 디자인을 진행하였다.

비행체의 초기 디자인 도면은 Fig 3-1 과 같다. 비행체는 모터와 지면 사이의 공간을 확보 할 수 있도록 High Wing 타입으로 설계하였다. 꼬리 날개부는 구조적 안정성을 높이기 위해서 “L” 형태의 컨벤션널 한 형태로 설계하였다. 날개 길이는 평균 공기 역학적 코드(Mean Aerodynamic Chord) 기준, MAC 0.268 미터로 2.6 미터 길이로 설계되었다.

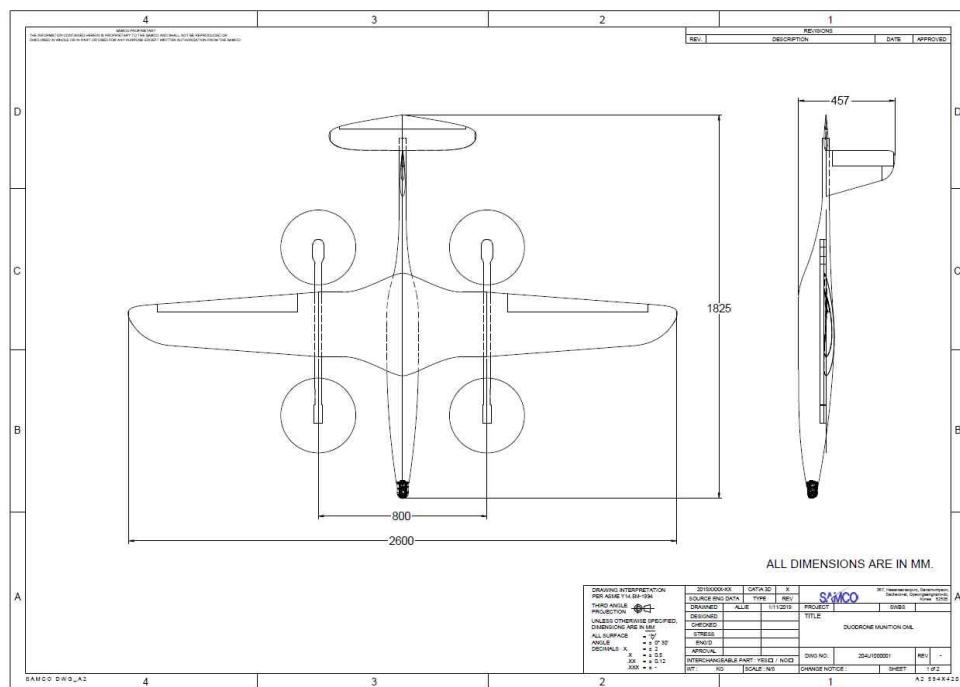


Fig. 3-18 Initial Layout (#1) of 2.6m Wingspan Aircraft

주날개의 미드윙 영역에 모터 장착 부위를 연결하기 위해서 봄(Boom) 구조물이 추가되어진다. 모터의 작동에 의해서 발생되는 비틀림 힘(Torsional Force)은 비행체 제어에 에러값을 발생하기 때문에 구조적 안정성을 높이기 위해 미드윙과 동체 사이의 연결 영역에 페어링이 추가되어 연결 영역이 증가되도록 디자인하였다. 이러한 페어링 영역은 복합섬유 스키이 적용되어 비틀림에 강하고 저항력이 높아진다. 봄 길이와

너비는 0.8×0.8 미터로 설정되며 이는 CG 라인과 비행체의 중립점 라인 사이의 봄 중심을 가진 정사각형으로 구성한다. 날개의 종횡비는 10으로 선택되고 날개와 꼬리에 스위프 각도가 추가되어 리프트 분포가 향상된다. 날개와 꼬리의 테이퍼 비율 값은 타원형 날개의 테이퍼 비율 값과 유사하게 설정한다. 컨트롤 표면의 크기는 새로 설계된 항공기가 적절히 제어 할 수 있도록 2.2 미터 날개 비행체 기준에 따라 조정하였다. 전방 동체 길이는 페이로드가 문제없이 장착 될 수 있도록 그 크기를 설계하였다.

비행체의 초기 레이아웃 배치 후 DATCOM 및 XFLR5를 사용하여 안정성 및 제어 분석을 수행한다. 1차 디자인 설계 시, 수평 테일의 형상이 역삼각형 형태로 인해, 엘리베이터는 이등변 삼각형 형상을 가지게 되었고 이는 엘리베이터 힘을 덜 발생 시키므로, 수평 테일의 형상을 변경하기 위해 설계 변경이 수행되었다. Fig 3-19는 1차 디자인을 변형하여 엘리베이터가 직사각형 모양으로 변경되었다. 그리고 1차 초기 디자인에서 전방 동체를 너무 길게 하였던 부분을 개선하기 위해서 전방 동체 부분의 길이를 조정하여 제조 어려움을 낮추고 중량도 낮추기 위한 최적 설계를 진행하였다. 2차 OML(Out Mould Line) 디자인에서 변경 사항이 반영되어 다시 1차 디자인과 동일하게 안정성 및 제어분석을 재 수행 한다.

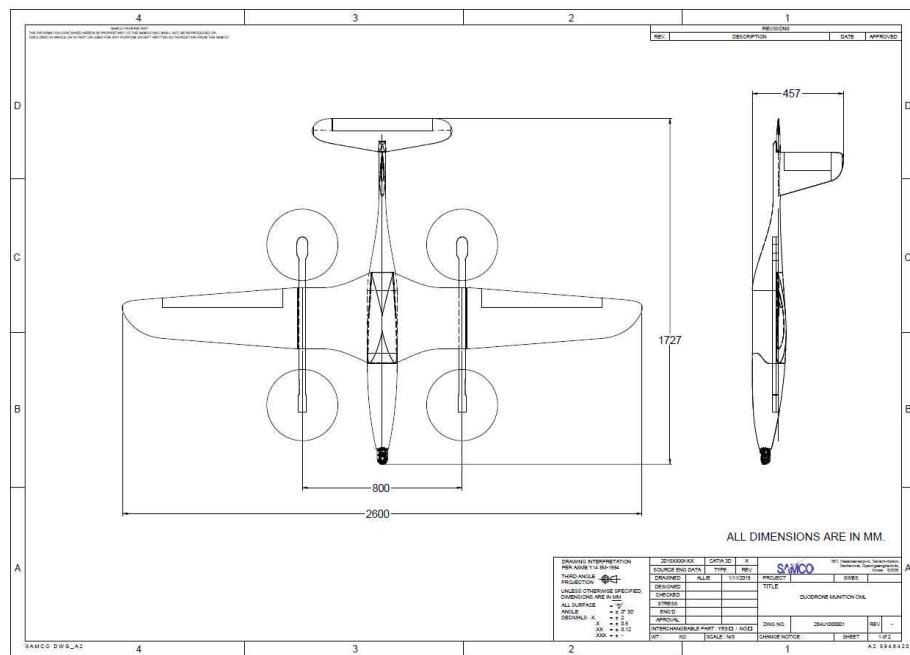


Fig. 3-19 Second Layout (#2) of 2.6m Wingspan Aircraft

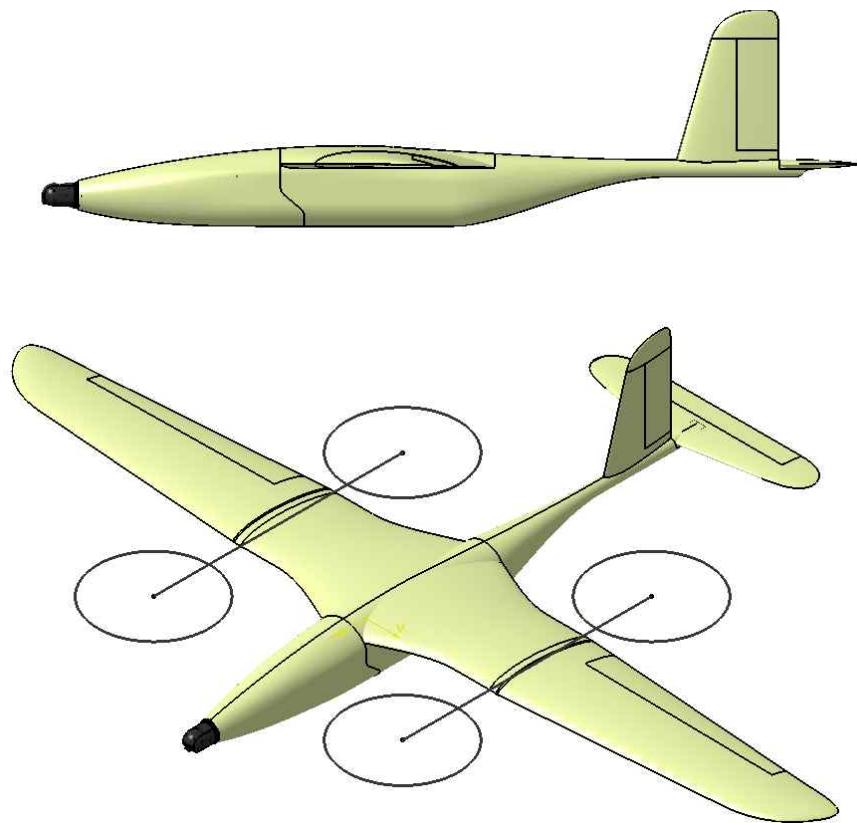


Fig 3-20 CATIA 3D Model of the Second Layout (#2) of 2.6m Wingspan Aircraft

2차 OML 디자인 분석이 수행 된 후, 수평 꼬리의 구조 설계를 개선하기 위해 항공기의 설계가 다시 변경되었다. 2차 레이아웃을 설계하는 동안 수평 테일은 수직 테일의 뒷부분에 배치하여 제작 시 더 쉽게 만들 수 있도록 하였다. 그러나 이러한 설계는 수평 꼬리 위치를 수직 꼬리 위치와 병합하는 것보다 구조적으로 약한 단점이 있다. 2차 레이아웃 디자인은 또한 동체가 더 길어져서 운송 중에 동체를 팩킹 사이즈에 맞추는 데 문제를 일으킬 수 있다. 따라서 Fig 3-21 와 같이 추가 3차 OML 디자인 변경을 진행하여 레이아웃 3을 디자인 하였다. 3차 OML 디자인에서는 수평 꼬리를 중심선 길이의 1/3만큼 앞으로 이동시켜 설계를 개선하였다. 수평 꼬리의 크기 조정은 짧은 꼬리 모멘트 암과 동일한 수평 꼬리 부피 계수를 가질 수 있도록 표면적을 증가시키는 방향으로 다시 수행되었다.

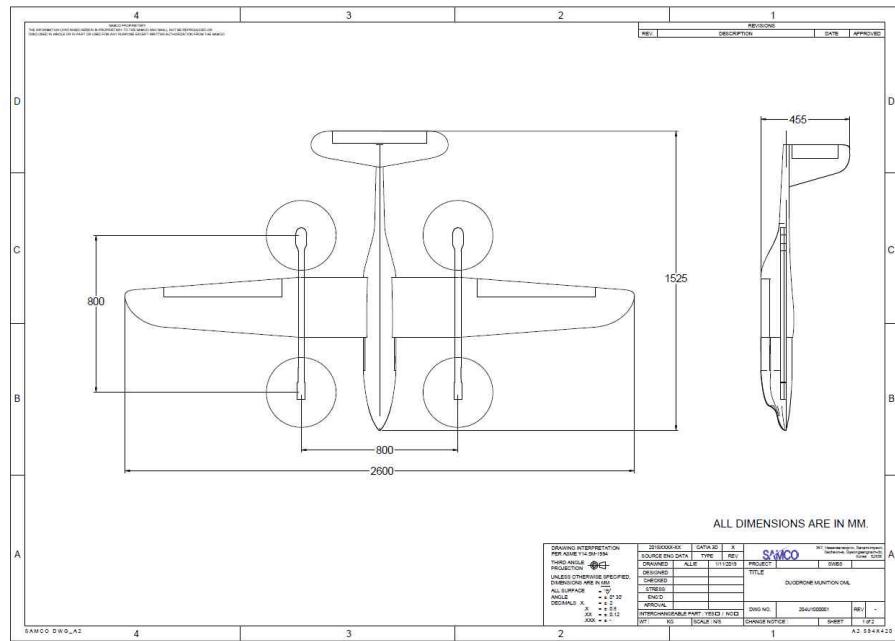


Fig. 3-21 Third Layout (#3) of the 2.6m Wingspan Aircraft

3.5 상세 디자인

비행체의 전체 모델링 및 설계는 CATIA V5를 사용하여 수행되어졌다. 모델링은 동체 부분은 일반적인 항공기의 본체 모양을 만드는 부분부터 진행되었다. 그런 다음 설계된 계획에 따라 날개 및 꼬리 날개 모델링이 수행되어졌다.

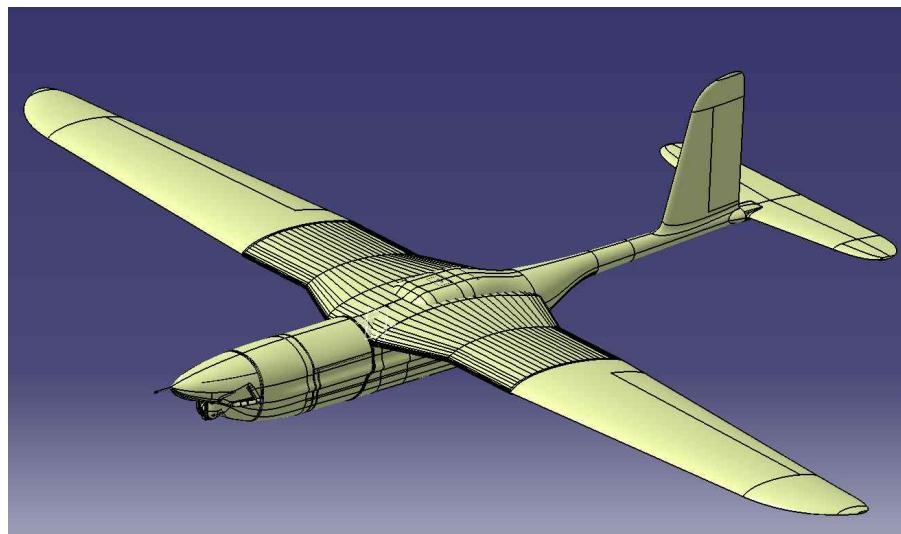


Fig. 3-22 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA Initial 3D Modelling

주날개부와 꼬리날개부의 내부 구조 설계 및 복합 스킨 설계는 스킨부에서 하중을 전달하고 그 중 일부 하중을 내부 구조물로 전달하여 구조 강도가 나올 수 있도록 설계를 진행한다. 복합재 스킨이 하중을 전달하기에 충분히 강하면 내부 구조의 양과 복합재 스킨의 두께가 균형을 이루게 되어 최적의 설계 결과물을 도출 할 수 있다. 그러나 복합재 스킨이 너무 두꺼우면 항공기 무게가 증대되기 때문에 복합재 스킨의 두께와 내부 구조 설계 사이의 균형이 이루어지도록 해야 한다.

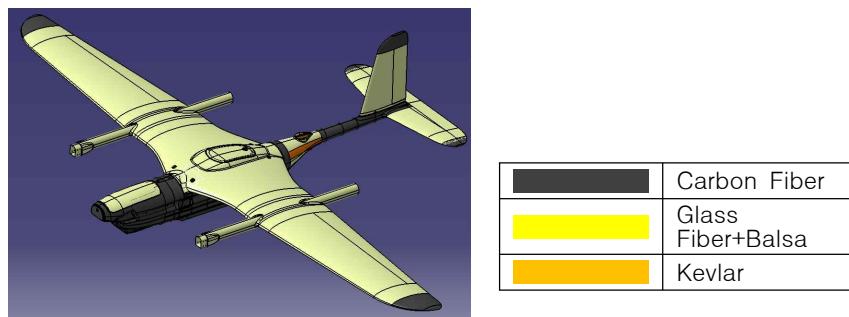


Fig. 3-23 Aircraft Skin Composition

복합재 스킨은 Table 3-7에서 보이는 것과 같이 Carbon Fiber, Glass Fiber, Balsa 등을 조합하여 구성한다. 재질의 특성은 Young's Modulus, Shear Modulus, Poisson's Ratio 값을 통하여 CATIA 설계 프로그램에 반영하게 된다.

Table 3-7 Material Properties of the Fiber and Balsa

Description	Carbon Fiber	Glass Fiber	Balsa
Density	1580 kg/m ³	1568 kg/m ³	160 kg/m ³
Young's Modulus X Direction	70000 MPa	22980 MPa	3400 MPa
Young's Modulus Y Direction	70000 MPa	22980 MPa	51000 MPa
Young's Modulus Z Direction	9600 MPa	-	156000 MPa
Shear Modulus XY	3.59 GPa	2.59 GPa	125.8 GPa
Shear Modulus YZ	40 GPa	2.59 GPa	17 GPa
Shear Modulus XZ	40 GPa	-	183.6 GPa
Poisson's Ratio XY	0.058	0.14	0.488
Poisson's Ratio YZ	0.058	0.14	0.231
Poisson's Ratio XZ	0.058	-	0.229
Tensile Strength X	959.1 MPa	270.7 MPa	19.9 MPa
Tensile Strength Y	959.1 MPa	270.7 MPa	

상세 설계 마지막 단계는 공기 흡입구 및 배출구, 센서장착부, 피토 센서부 등과 같은 항공기의 주요한 부분을 진행한다. 주날개의 페어링부는 항공기의 디자인에 추가되어 미드윙을 강화하게 된다. 동체 사이드와 하부의 페어링부는 랜딩 스탠드의 장착을 위해 추가되며 이영역은 착륙 시 동체 하부에 전달되는 하중을 수용하므로 동체의 바닥 영역을 강화하는 역할을 수행하게 된다. 위의 주요 상세 디자인을 완료하고 난 후 항공기의 서로 다른 부품 사이의 연결 방법을 결정하고 커넥터 방식을 설계하게 된다. 이는 주날개부 및 꼬리날개부의 잠금 매커니즘과 로터 틸팅 매커니즘의 디자인과 동시에 수행된다. 미드윙 내부와 동체 내부에 탑재되는 비행제어컴퓨터(FCC), GPS & 마그네틱 센서, 그리고 LiDAR 센서를 배치하기에 최적의 공간을 고려하여 각 모듈의 신호선의 이동 경로와 연결 방법 등을 상세 설계 디자인 시 확정하게 된다.

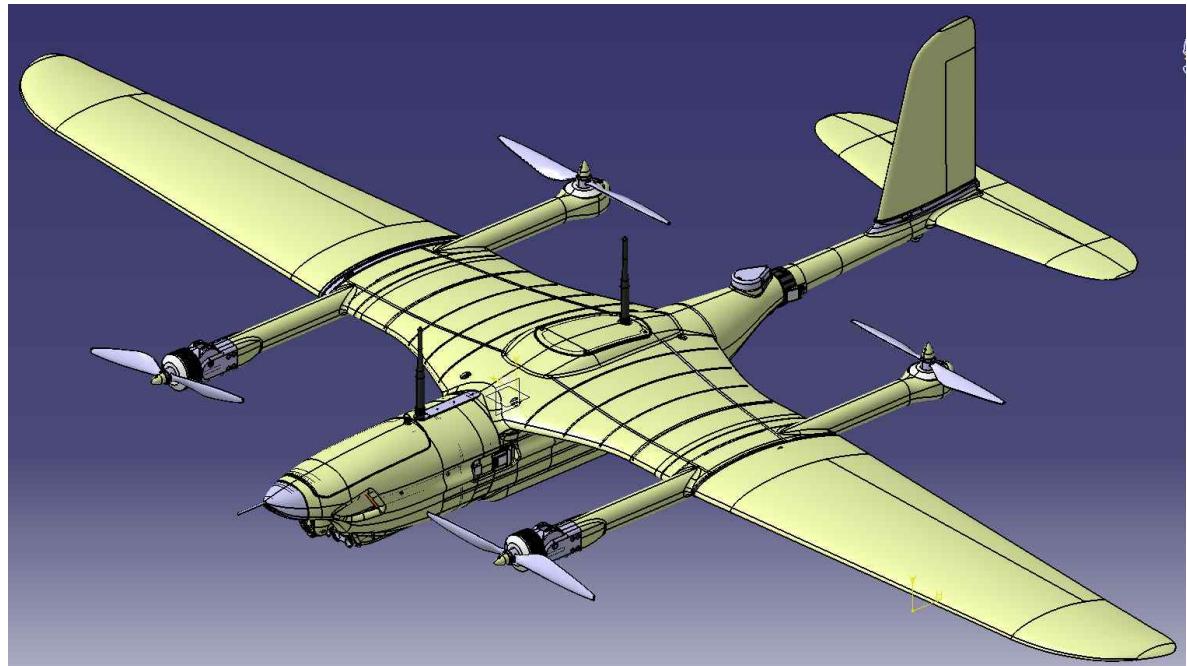


Fig. 3-24 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA Final 3D modelling

3.6 체공시간 및 임무거리 예측

비행체의 체공가능시간 및 임무영역 추정은 항공기가 임무를 수행하기 위해 필요한 내구성 및 비행가능 거리 요구 사항을 충족 할 수 있도록 설계가 수행되어진다. 배터리 구동 비행체의 체공가능시간 및 임무영역 추정은 배터리가 전달하는 전력, 프로펠러, 모터 및 모터 컨트롤러로 인한 추진 시스템에서 발생하는 손실 및 항공기의 항력을 극복하는 데 필요한 전력에 따라 달라진다. [2]에 기초하여, 배터리 구동 항공기의 내구성은 특정 비행 속도에서 배터리의 방전 속도를 설명함으로써 아래의 식(3-13)에 의해 추정 될 수 있다.

$$E = t = Rt^{1-n} \left[\frac{n_{tot} V \cdot C}{\frac{1}{2} \rho U^3 S C_{D0} + \left(\frac{2W^2 k}{\rho US} \right)} \right]^n \quad (3-13)$$

프로펠러, 모터 및 모터 컨트롤러로 인해 추진 시스템에서 발생하는 손실은 효율 파라미터에 의해 위의 방정식에서 고려되며, 이는 모든 구성 요소에서 발생하는 손실을 설명하는 추진 시스템의 총 효율을 설명한다. 추진 시스템의 효율은 풍동 테스트를 통해 추정 할 수 있지만 이 연구에서는 효율이 50 %로 가정하여 진행하였다. 방정식의 Rt 매개 변수는 배터리 시간 등급 (시간)이며, 이는 용량이 결정된 방전 시간이다. 방정식의 C 매개 변수는 n_{tot} 이다. 전형적인 리튬 폴리머 배터리의 n_{tot} 값은 1.3 이다[2]. 방정식의 V 매개 변수는 암페어 시간 단위의 배터리 용량이고 U 매개 변수는 배터리 전압 (V)을 의미한다. W 매개 변수는 항공기의 달성 가능한 비행 속도이다. 최대 임무영역과 최대 내구성을 달성하기 위해 항공기가 비행해야 하는 속도는 아래 관계식을 사용하여 추정 할 수 있다.

$$U_E = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{3C_{D0}}} \quad (3-14)$$

$$U_R = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (3-15)$$

위 방정식의 매개 변수 k는 아래 방정식에 정의된 유도 항력 계수이다.

$$k = \frac{1}{\pi e AR} \quad (3-16)$$

여기서 e는 아래 관계로 정의 된 Oswald 효율성이다.

$$e = \frac{Cl^2}{\pi AR Cd_i} \quad (3-17)$$

유도항력계수인 Cd_i 값은 특정 비행 속도에서 비행체의 공기 역학적 분석을 수행하여 얻을 수 있다. 내구성 평가를 위해 입력해야 하는 또 다른 매개변수 C_{D_0} 는 제로 리프트 드래그이며 이 값은 점성 효과, 특히 전단 및 피부 마찰 드래그에 의해 좌우된다. 이 값은 젖은(습윤) 영역을 기준으로 기체의 각 구성 요소에 대한 제로 리프트 항력을 계산하는 경험적 방법을 사용하여 추정 할 수 있다[3].

$$C_{D_{off}} = C_f f_{LD} f_M \frac{S_{wet_f}}{S} \quad (3-18)$$

여기서

$$C_{D_{ow}} = C_{f_w} f_{tc_w} f_M \left(\frac{S_{wet_w}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_w}}}{0.004} \right)^{0.4} \quad (3-19)$$

$$C_{D_{oh}} = C_{f_h} f_{tc_h} f_M \left(\frac{S_{wet_h}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_h}}}{0.004} \right)^{0.4} \quad (3-20)$$

$$C_{D_{ov}} = C_{f_v} f_{tc_v} f_M \left(\frac{S_{wet_v}}{S} \right) \left(\frac{C_{d_{min_v}}}{0.004} \right)^{0.4} \quad (3-21)$$

동체의 습윤 영역은 동체 단면이 긴 원통형으로 추정하여 초기에 추정 할 수 있다. (Torenbeek, 1988)[3] 에 따르면 동체의 습윤 면적은 다음과 같이 추정 할 수 있다.

$$S_{wet,F} = \pi \cdot d_F \cdot l_F \cdot \left(1 - \frac{2}{\lambda_F} \right)^{2/3} \left(1 + \frac{1}{\lambda_F^2} \right) \quad (3-22)$$

$$S_{wet,fuselage} = \pi \cdot l_{fuselage} \cdot d_{fuselage} \quad (3-23)$$

여기서 λ_F 는 동체의 순도(촘촘함) 비율이다.

$$\lambda_F = \frac{l_F}{d_F} \quad (3-24)$$

주날개부와 꼬리날개부의 습윤 영역은 아래의 공식을 이용하여 추정 할 수 있다.
여기서 식(3-25)의 변수는 아래와 같이 정의한다.

$$S_{wet,W} = 2 \cdot S_{exp} \cdot \left(1 + 0.25 \cdot (t/c)_r \cdot \frac{1 + \tau \cdot \lambda}{1 + \lambda} \right) \quad (3-25)$$

여기서 S_{exp} 는 노출된 날개 영역

τ 는 $\tau = (t/C)t/(t/C)r$

λ 는 taper, $\lambda = Ct/Cr$

각 부위별 개별 항력으로부터 제로 리프트 항력 계수 C_{D_0} 의 계산은 표면 마찰 항력 계수 C_f 의 파라미터를 요구할 것이다. 표면 마찰 계수 C_f 는 평판을 따른 종 방향 유동의 항력을 설명한다. 층류(Laminar Flow, $C_{f,laminar}$)의 경우 다음과 같은 공식이 적용된다[1].

$$C_{f,laminar} = 1.328 / \sqrt{Re} \quad (3-26)$$

만약, 난류가 발생하는 경우 (DATCOM, 1978) [5] 및 (Raymer P. Daniel, 2016) [1]에 따른 표면 마찰 저항은 다음과 같다.

$$C_{f,turbulent} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58} \cdot (1 + 0.144 \cdot M^2)^{0.65}} \quad (3-27)$$

(DATCOM, 1978) [5]와 (Raymer P. Daniel, 2016)[1]에 따른 표기법에서 Form Factor (FF)는 날개의 경우 FFW, Empennages 의 경우 FFH 또는 FFV로 지정된다. 여기서 X_t 는 몸의 최대 두께의 위치, ϕ_m 는 최대 상대 두께의 스윕 각도이다.

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{X_t} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \cdot \left[1.34 \cdot M^{0.18} \cdot (\cos \phi_m)^{0.28} \right] \quad (3-28)$$

(DATCOM, 1978) [5]에 따라, 동체의 Form Factor (FF)는 아래의 방정식을 통해 계산될 수 있다.

$$FF_F = 1 + \frac{60}{(l_F / d_F)^3} + \frac{(l_F / d_F)}{400} \quad (3-29)$$

계산식에 따라, 제로 리프트 항력 계수 (zero lift drag coefficient, C_{D0}) 값은 0.04133이다. 앞에서 다양한 방정식과 실제 하드웨어 테스트를 통하여 예측한 최대 비행 가능시간 결과는 45분으로 예상 할 수 있다.

Table 3-8 The Result of Motor Power and Amp. Measuring Test

8S PT-10000 Flame-60A Xoar Wood 15x8 (Single)				
Throttle	추력 (kg) -사양기준	추력 (kg) -측정기준	전류(A)	회전수(rpm)
20	0.9	0.2	2.1	2,760
40	1.9	1.4	7.8	4,980
60	4.0	2.5	20.6	6,960
80	6.5	4.3	41.3	8,580
100	9.1	6.0	68.3	9,810



Fig. 3-25 Motor Test Equipment

모터 추력 및 소비전류 테스트를 통해서 체공가능시간을 예측할 수 있다. 또한 모터의 추력을 통하여 얼마의 쓰로틀 포지션에서 호버링 비행이 가능한지 알 수 있게 된다. 다양한 프로펠러를 테스트 했지만 가장 최상의 결과만 Table 3-8에 표현한다.

IV. 디자인 해석 결과

4.1 안정성 분석

4.1.1 종방향 정적 안정성 분석

종방향 정적 안정성 (Longitudinal static stability)은 과도한 양의 제어 입력에 의한 도움 없이 세로(전진) 방향으로 기체를 제어 할 수 있는지 여부를 측정하는 것이다. 다시 말해 항공기에서 조종사가 비행제어컴퓨터(FCC)의 도움 없이 항공기를 제어 할 수 있는지를 측정하는 것이다. 종방향 정적 운동에서 항공기의 안정성을 결정하는 데는 두 가지 기준이 있다. 그리고 두 가지 모두 C_m (Coefficient of Moment)와 관련되어 있다.

- C_{m0} (Coefficient of moment at zero lift) 는 양수여야 함
- C_m 의 기울기는 음수여야 함

XFLR5는 종방향 정적 운동에서 항공기 설계의 안정성을 분석하는 데 사용된다. 항공기의 주날개 및 꼬리날개의 평면 정보는 프로그램에 항공기 모델을 생성하기 위해 프로그램에 입력된다. 그런 다음 무게, 속도, 대기조건 및 일반적인 변수 정의가 입력되어 분석을 실행한다. 아래의 시뮬레이션 결과물은 2.2m급 무인항공기 날개부와 2.6m급 무인항공기 날개부의 XFLR5 분석 모델이다. 2.2m급과 앞서 3.4.5장에서 설명한 레이아웃 1부터 3까지의 모델과 비교한다. 2.2m급과 비교하는 이유는 기존에 개발한 2.2m의 비행시험결과를 알고 있기 때문에 2.6m의 데이터와 비교할 시 신뢰성을 검증하기 위해서이다.

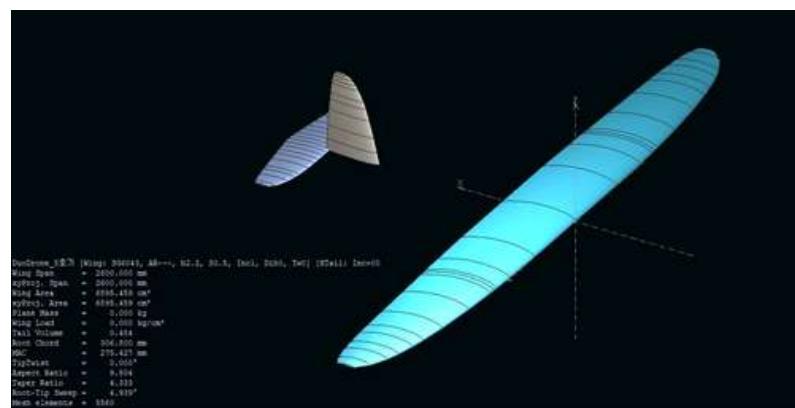


Fig. 4-1 2.2m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model

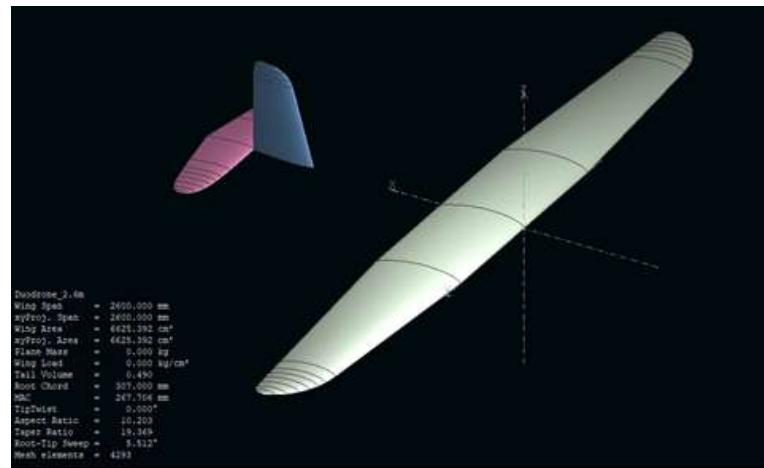


Fig. 4-2 XFLR5 Model of 2.6m Aircraft Layout (#1)

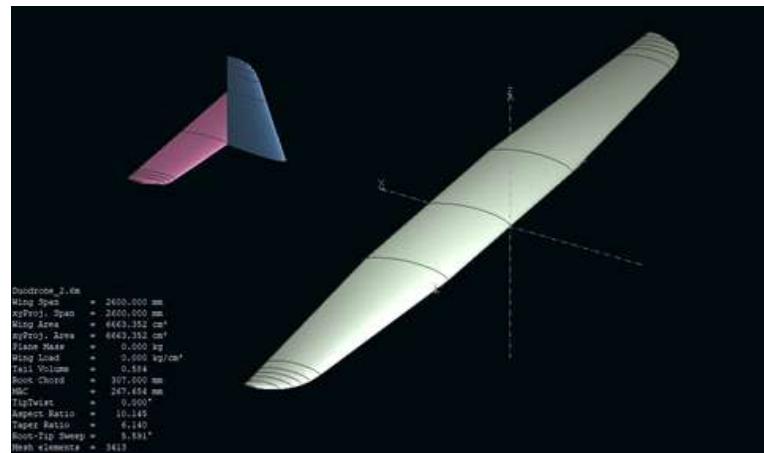


Fig. 4-3 2.6m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model Layout (#2)

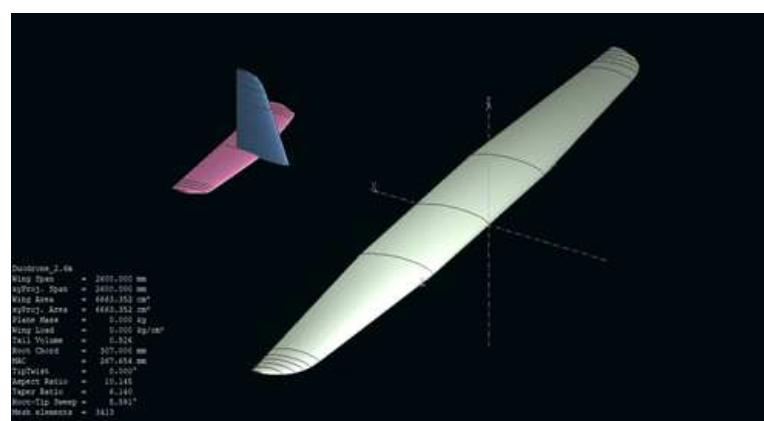


Fig. 4-4 2.6m Hybrid VTOL UAV XFLR5 Model Layout (#3)

XFLR5 results for CL vs. Alpha and Cm vs. Alpha

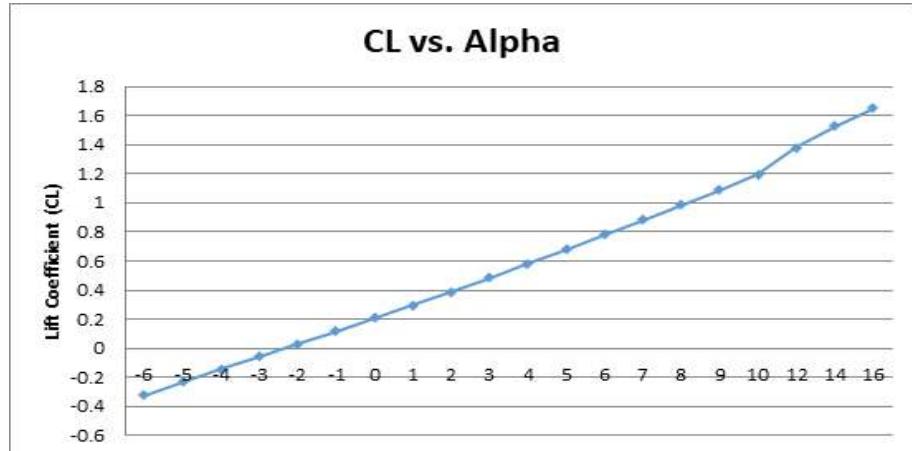


Fig. 4-5 2.2m Hybrid VTOL UAV Lift Coefficient vs. Angle of Attack

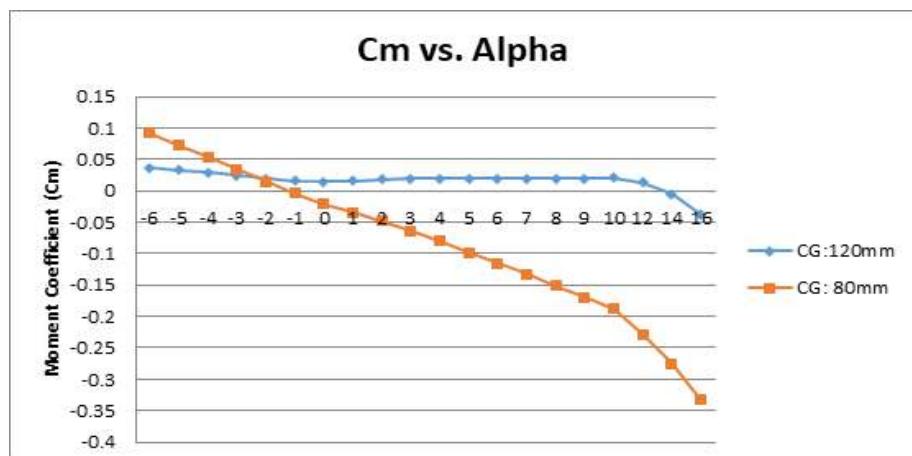


Fig. 4-6 2.2m Hybrid VTOL UAV Moment Coefficient vs. Angle of Attack

아래 관계를 바탕으로 레벨 비행에 필요한 최소 CL을 계산 할 수 있다.

XFLR5의 결과는 CG 120mm, $C_m = 0$ 에서 120mm가 중립선(Neutral Line)임을 나타낸다. Static Margin 0.171에서 CG 값은 80mm 이다.

AOA(Angle of Attack) 값은 리프트가 0일 때의 -2.5° 값이다. 마이너스 AOA는 비행체에 -2.5° 적용되는 경우 리프트가 생성되지 않음을 의미한다.

따라서 알파(Alpha)가 -2.5° 인 C_m 의 값이어야 한다. 따라서 C_{m_0} 는 다음과 같다.

- $Cm_0 \simeq 0.04 > 0$

- 그래프의 기울기 : $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha_\alpha} \simeq -0.0146 < 0$

- 곡선의 기울기는 안정성 강도를 나타내며 가파른 기울기는 보다 안정적인 비행체를 의미한다. 얻어진 두 값을 살펴보면 설계된 비행체는 종방향 정적 안정성 측면에서 안정적이라는 결론을 얻을 수 있다.

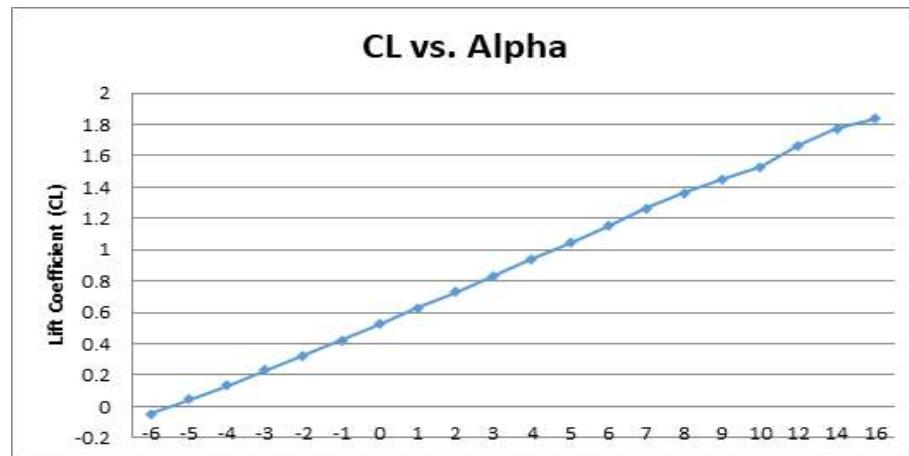


Fig. 4-7 2.6m Hybrid VTOL UAV Layout (#3) Lift Coefficient Vs Angle of Attack

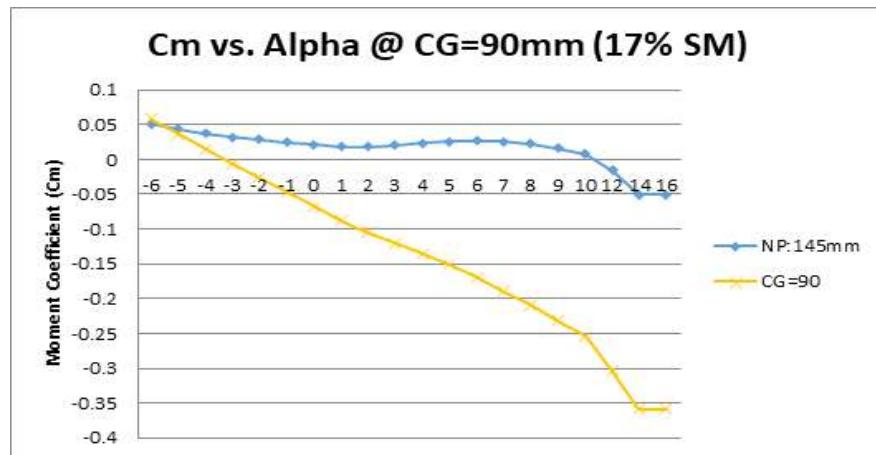


Fig. 4-8 2.2m Hybrid VTOL UAV Moment Coefficient Vs Angle of Attack

XFLR5의 결과는 CG 145mm, $C_m = 0$ 에서 145mm가 중립선(Neutral Line)임을 나타낸다. Static Margin 0.171에서 CG 값은 90mm 이다.

AOA(Angle of Attack) 값은 리프트가 0일 때의 -5.5° 값이다. 마이너스 AOA는 비행체에 -5.5° 적용되는 경우 리프트가 생성되지 않음을 의미한다.

따라서 알파(Alpha)가 -5.5° 인 C_m 의 값이어야 한다. 따라서 C_{m_0} 는 다음과 같다.

- $C_{m_0} \simeq 0.04 > 0$

- 그래프의 기울기 : $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha_\alpha} \simeq -0.0160 < 0$

- 곡선의 기울기는 안정성 강도를 나타내며 가파른 기울기는 보다 안정적인 비행체를 의미한다. 얻어진 두 값을 살펴보면 설계된 비행체는 종방향 정적 안정성 측면에서 안정적이라는 결론을 얻을 수 있다.

4.1.2 중립점 및 정적마진

중립점(Neutral Point)은 안정성의 척도로 활용하는 값이다. 다시 정의하면 날개 모텐트 경사가 0인 날개의 전단에서 측정한 위치를 의미한다.

$$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} = 0 \quad (4-1)$$

정적마진(Static Margin)은 정적 안정성의 중요한 척도이다. 무게 중심이 중립점(NP) 뒤에 있으면 항공기는 AOA 각도를 증가시키는 경향이 있다. 이론적으로 정적마진(SM) 값이 큰 경우 비행 안정성이 높기 때문에 권장된다. 정적마진(Static Margin)은 다음과 같이 정의한다.

$$sm = \frac{x_{np} - x_{cg}}{mac} \quad (4-2)$$

x_{np} : 비행체 노즈에서 중립 점까지의 거리

x_{cg} : 비행체 노즈에서 무게 중심까지의 거리

본 연구를 통해 개발되는 2.6m 날개의 무인항공기의 정적마진은 이전에 개발 완료된 2.2m 날개의 무인항공기와 비교하여 설정한다. 2.2m 무인항공기의 경우 주날개와 꼬리날개부 구성이 비슷하고 안정성과 제어가 우수한 것으로 입증이 되었기 때문에 2.2m 무인항공기의 기준 마진으로 결정한다. 기존 2.2m 날개의 무인항공기의 정적마진(SM)은 0.171 이므로 XFLR5 분석에서 얻은 중립점(NP)과 주날개의 MAC, 목표 무게 중심, XCG를 입력하여 원하는 정적마진을 얻는다. 2.6m 날개의 무인항공기의 레이아웃 1부터 3까지에 대한 정적마진을 0.171로 계산할 수 있다.

Table 4-1 MAC and Static Margin

Type	MAC	X _{NP}	X _{CG} (17.1% SM)
2.2m UAV	233.5 mm	120 mm	80 mm
2.6m UAV Layout 1	273 mm	136 mm	89 mm
2.6m UAV Layout 2	268 mm	145 mm	99 mm
2.6m UAV Layout 3	268 mm	135 mm	89 mm

4.2 트림각 및 엘리베이터 각도 분석

주날개 및 꼬리날개의 평면 형태의 초기 크기 조정 및 제어 표면 크기 조정 그리고 항공기 초기 레이아웃 설계 후 DATCOM을 사용하여 항공기 설계의 안정성과 제어를 분석한다. 항공기 설계의 레이아웃 및 크기 정보는 DATCOM 모델에 구축하기 위해 DATCOM 소프트웨어에 입력되며 정의된 무게 및 비행 속도로 공기 역학적 분석이 수행된다.

2.2m 모델과 2.6m 모델의 안정성 및 제어 파라미터를 비교하기 위해 2.6m 날개 크기의 Hybrid VTOL UAV의 설계에 대한 참조로 사용된 2.2m 날개 크기의 Hybrid VTOL UAV에 대해 DATCOM 분석을 처음 수행 하였다. Planform 레이아웃의 설계가 두 번 변경되었으므로 2.6m 비행체 설계에 대해 총 3 개의 분석이 수행되었다. 분석된 레이아웃에 대한 DATCOM 모델은 다음과 같다.

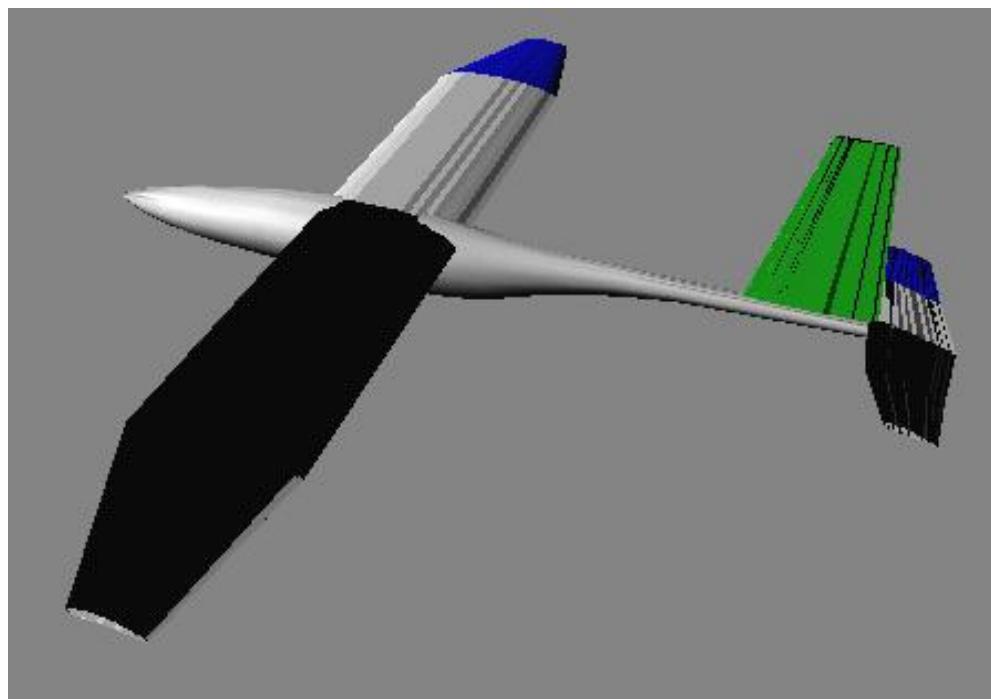


Fig. 4-9 2.2m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model

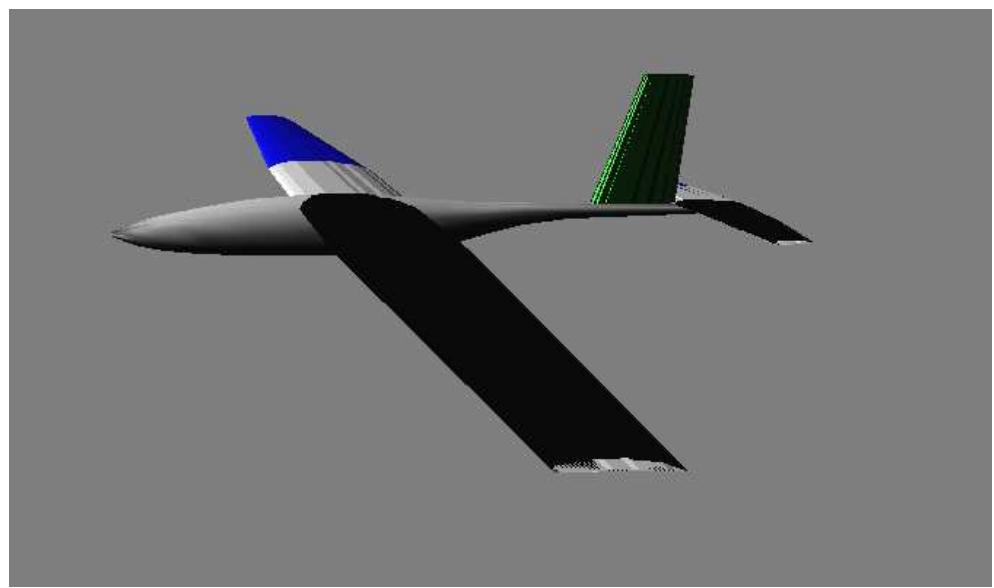


Fig. 4-10 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#1)

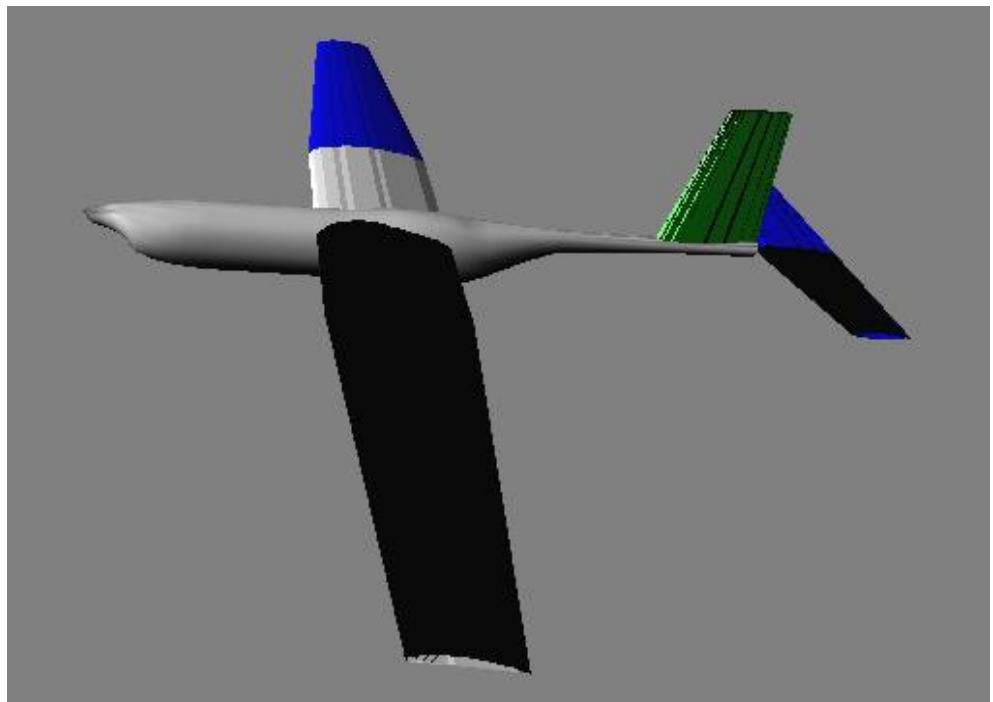


Fig. 4-11 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#2)

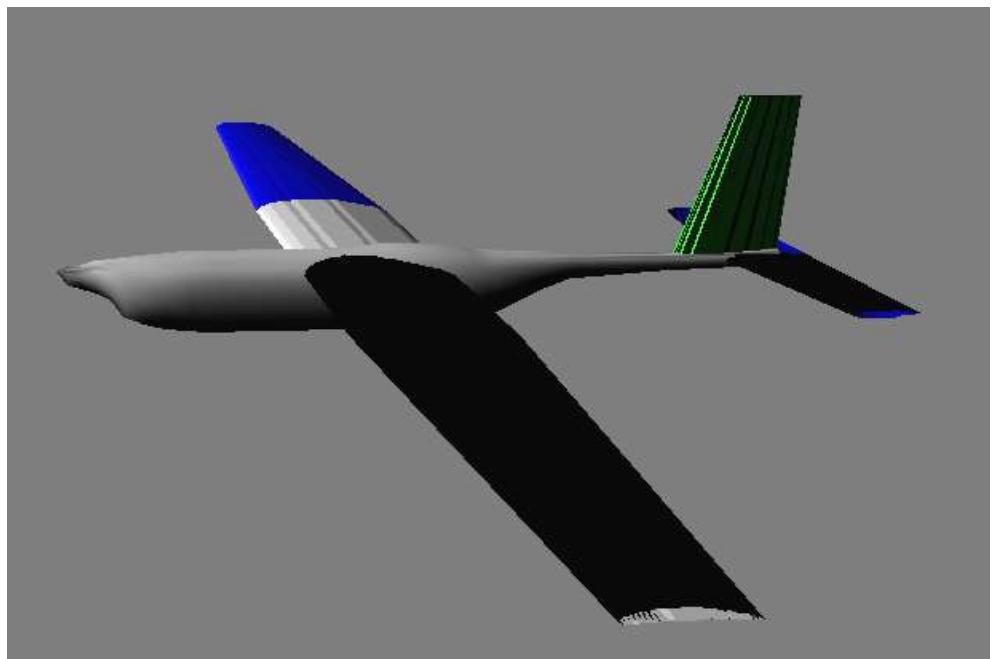


Fig. 4-12 2.6m Hybrid VTOL UAV DATCOM Model Layout (#3)

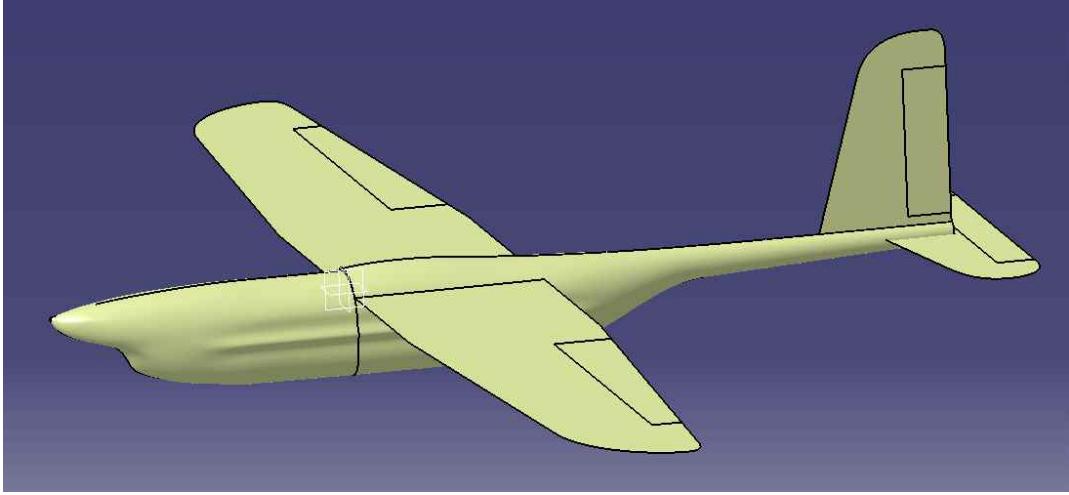


Fig. 4-13 2.6m Hybrid VTOL UAV CATIA 3D Model Layout (#3)

DATCOM 분석 결과는 그래프에 배치되어 AOA와 관련된 모멘트 계수 간의 관계를 보여준다. 모멘트 계수는 엘리베이터의 저짐에 의해 영향을 받기 때문에 C_m vs. Alpha의 그래프와 CL vs. Alpha. 또한 12m/s, 16m/s, 17m/s, 18m/s 및 19m/s의 다양한 속도로 분석이 수행된다. 2.2m 날개 크기의 비행체 경우 4.3kg의 MTOW에서 분석이 수행되고, 2.6m 날개 크기의 비행체의 경우 10kg의 MTOW에서 수행된다.

비행기에 작용하는 순 힘과 모멘트가 0이면 항공기가 트림된다[7].

$$C_m = C_{m_0} + C_m \alpha \quad \alpha + C_m \delta e \quad \delta e \quad (4-3)$$

Trim에서, $C_m = 0$

$$0 = C_{m_0} + C_m \alpha \quad \alpha + C_m \delta e \quad \delta e \quad (4-4)$$

비행체의 Trim 값에 따른 엘리베이터 각도를 찾기 위해서 아래의 방정식을 통해 δe Trim 과 AOA, α Trim 간의 관계를 확인 할 수 있다. (Nelson, 1998)에 따르면, trim에서의 항력계수는 CL_{trim} 으로 표현된다[6].

$$CL_{trim} = CL \alpha \quad \alpha_{trim} + CL \delta e (\delta e)_{trim} \quad (4-5)$$

중립점(Neutral Point)은 $\partial C_m / \partial CL = 0$ 인 위치의 C.G 위치를 의미한다.

$$0 = \frac{\partial \delta e_{trim}}{\partial \delta CL_{trim}} \quad (4-6)$$

분석된 각각의 경우에 대한 C_m vs. Alpha 그래프에 기초하여, $C_m = 0$ 에 대한 AOA 각도, Alpha 각도 및 엘리베이터 편향 각도를 찾을 수 있다. CL vs. Alpha 그래프에 이 점들을 그려서 스틱 고정 CL_α 의 기울기를 찾을 수 있다. CL_{trim} 은 아래와 같이 정의 내릴 수 있다[6].

$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 CL_{trim} \quad (4-7)$$

CL_{trim} 이 CL_α 기울기와 교차하는 교차점과 $CL \delta e$ 기울기는 트림에서 공격 각도, α_{trim} 및 엘리베이터 처짐 각도, δe 의 값을 찾을 수 있다.

2.2m Wingspan Reference Aircraft Planform at 12m/s

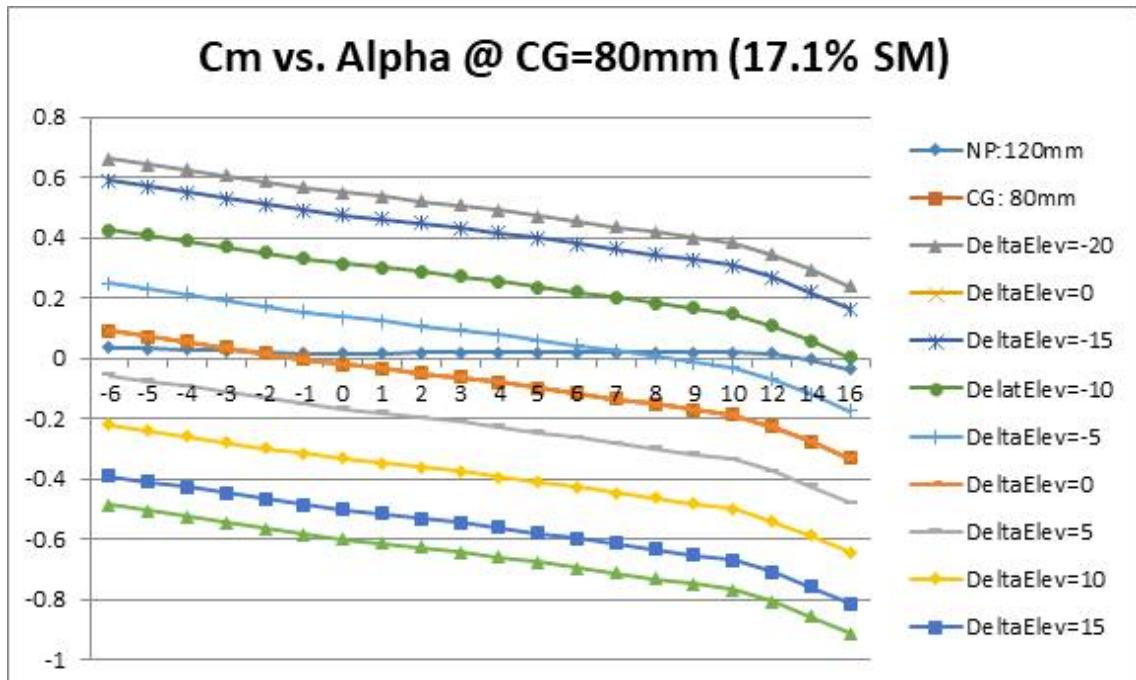


Fig. 4-14 2.2m Hybrid VTOL UAV C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at $V = 12m/s$

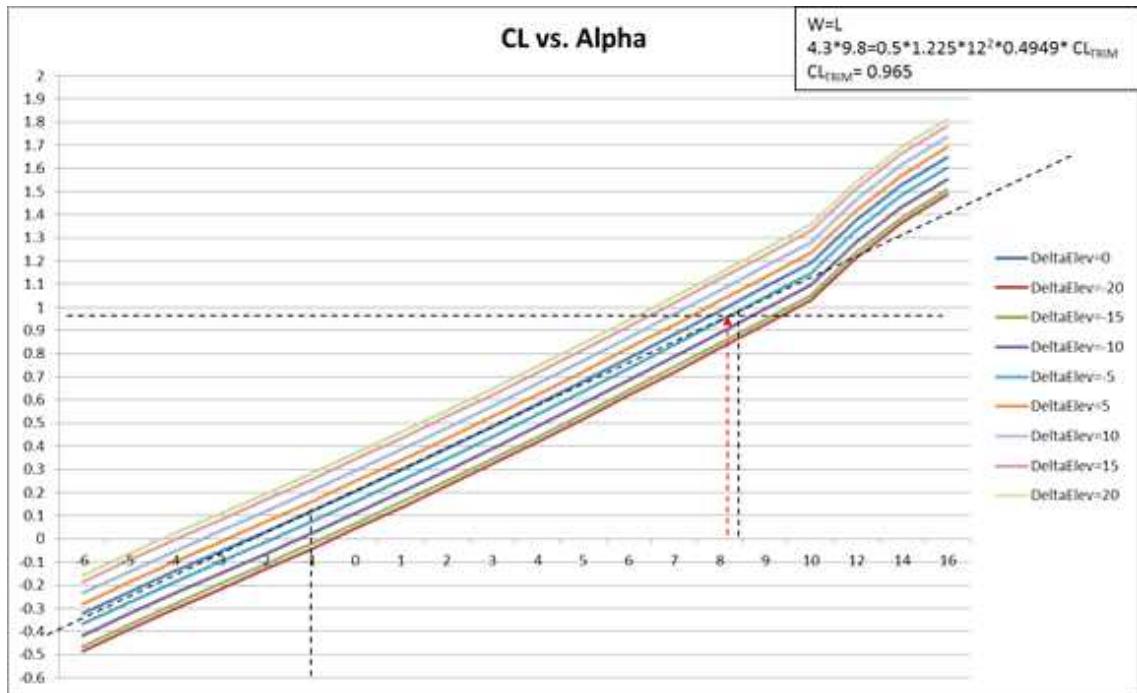


Fig. 4-15 2.2m Hybrid VTOL UAV CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at $V = 12\text{m/s}$

위의 Fig. 4-15을 기준으로 12m/s 의 속도와 4.3kg 의 무게로 2.2m 날개 비행기를 분석한 결과로 CL_{trim} 값은 아래와 같이 얻어졌다.

$$CL_{trim} = 0.965$$

그래프에 투영 된 $C_m = 0$ 의 엘리베이터 변형점을 기반으로 $CL \alpha$ 의 기울기를 얻을 수 있다. $CL_{trim} = 0.965$ 에서 트림시의 AOA 각도, $\alpha_{trim} = 8.5^\circ$. 그리고 엘리베이터 디플렉션 각도, at, $\delta_{etrim} = -5^\circ$ 인 것으로 나타났다. DATCOM 분석은 다음과 같이 다른 경우에도 모두 수행되어졌다.

2.2m Wingspan Reference Aircraft Planform at 16m/s

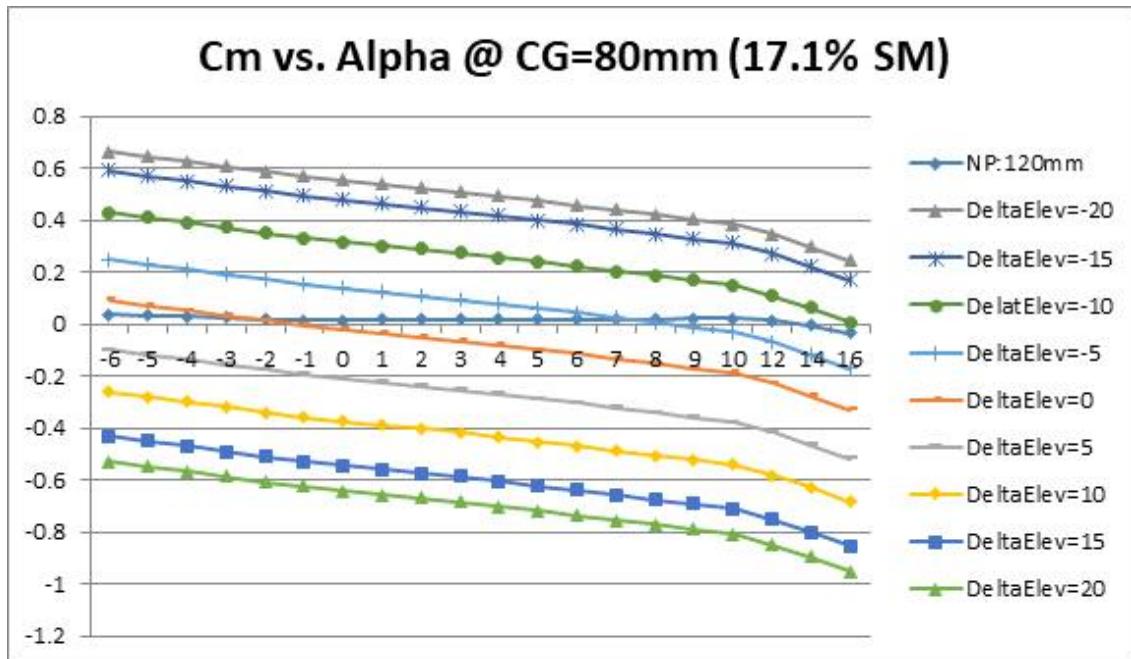


Fig. 4-16 2.2m Hybrid VTOL UAV C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s

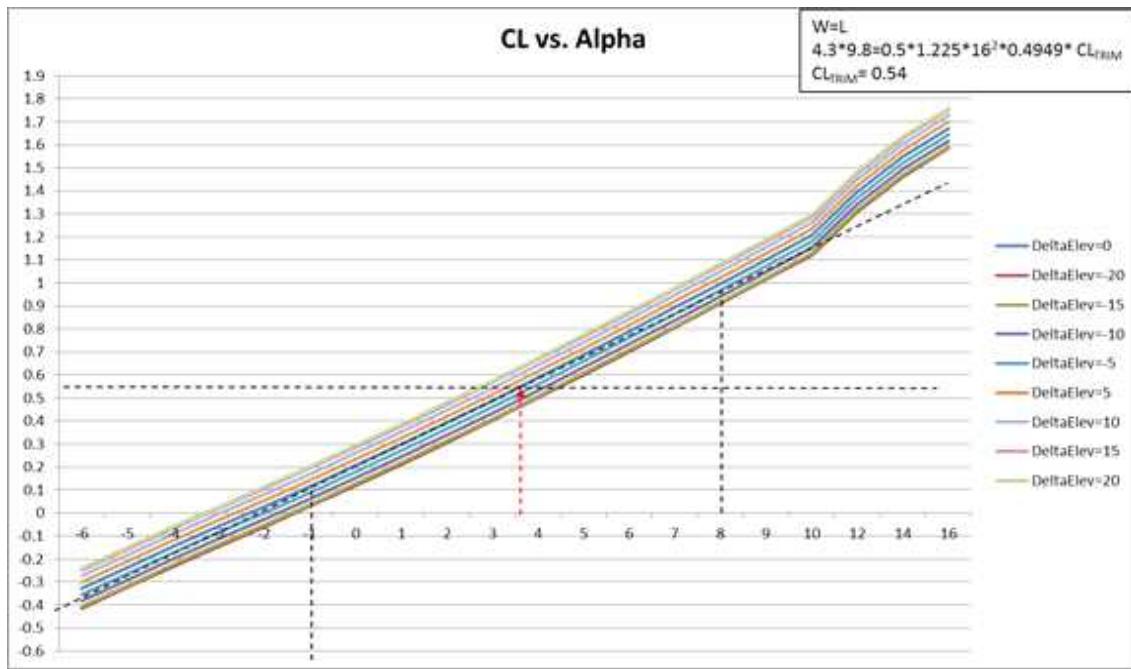


Fig. 4-17 2.2m Hybrid VTOL UAV CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) at 16m/s

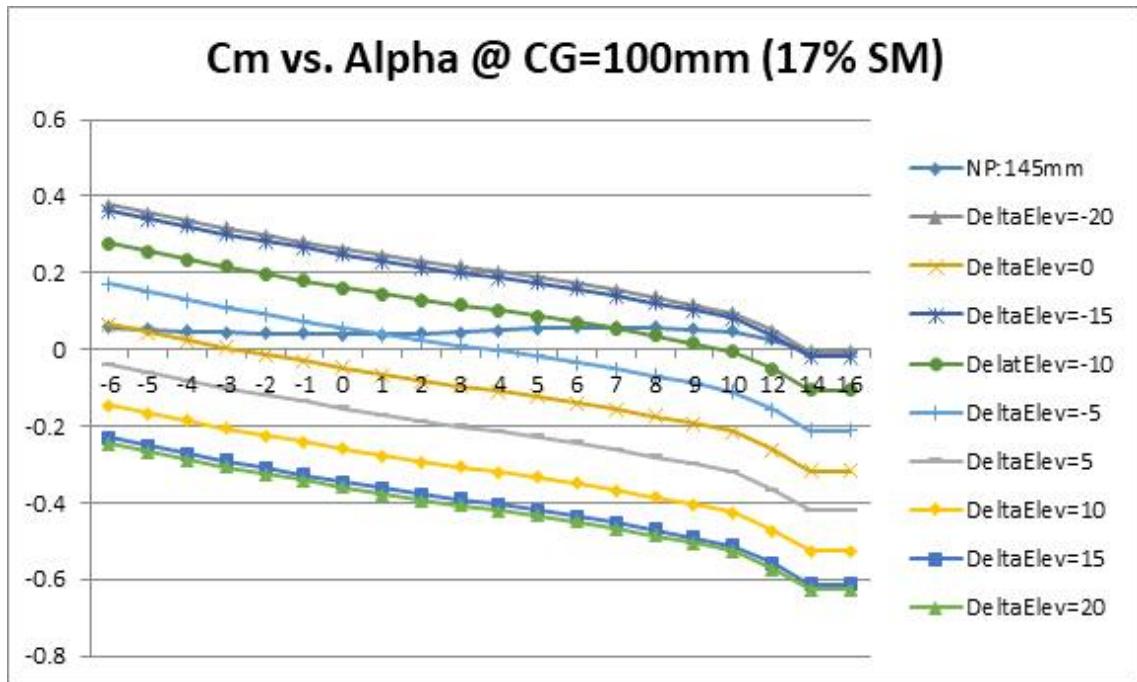


Fig. 4-18 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 16m/s

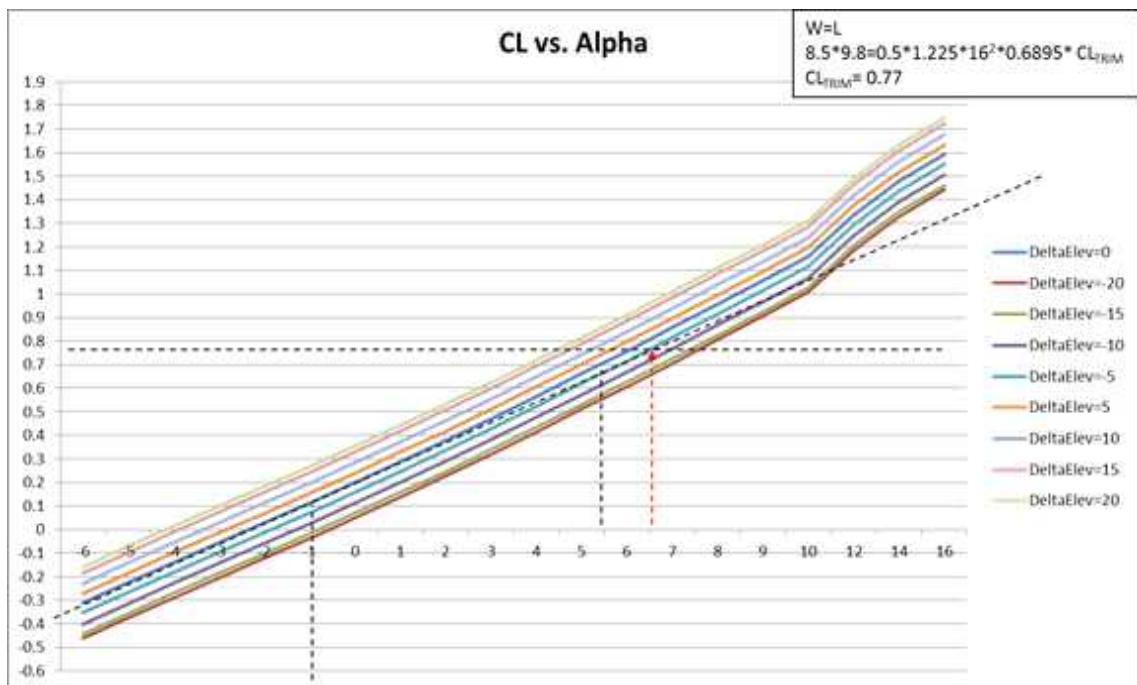


Fig. 4-19 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 16m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) at 16m/s

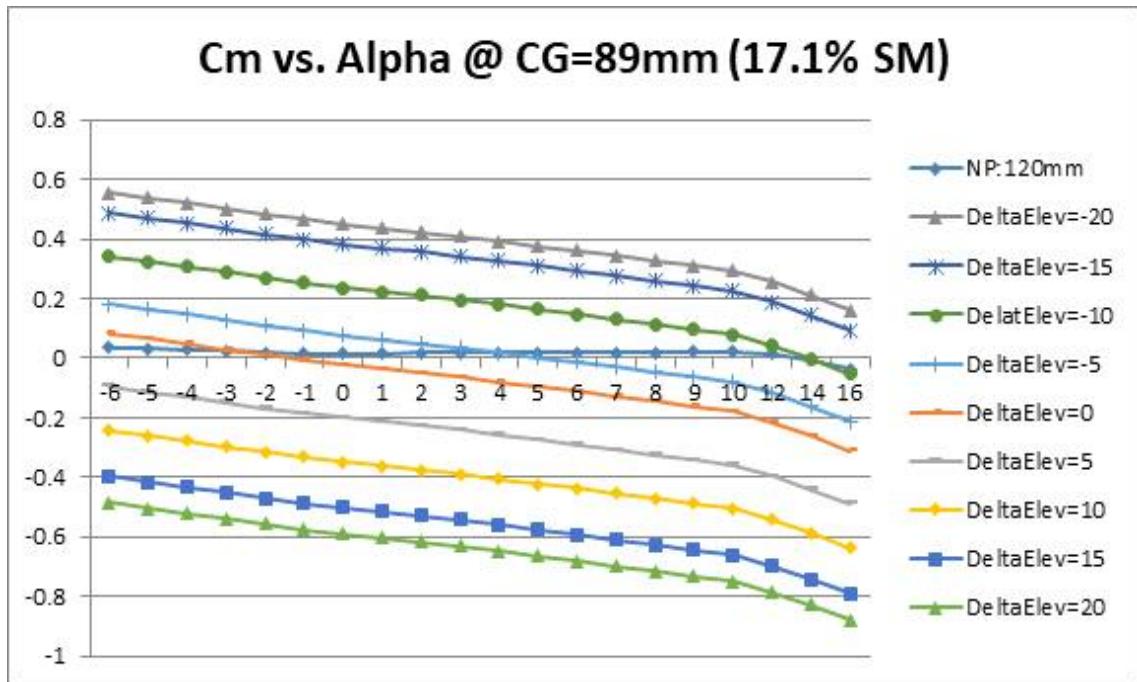


Fig. 4-20 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s

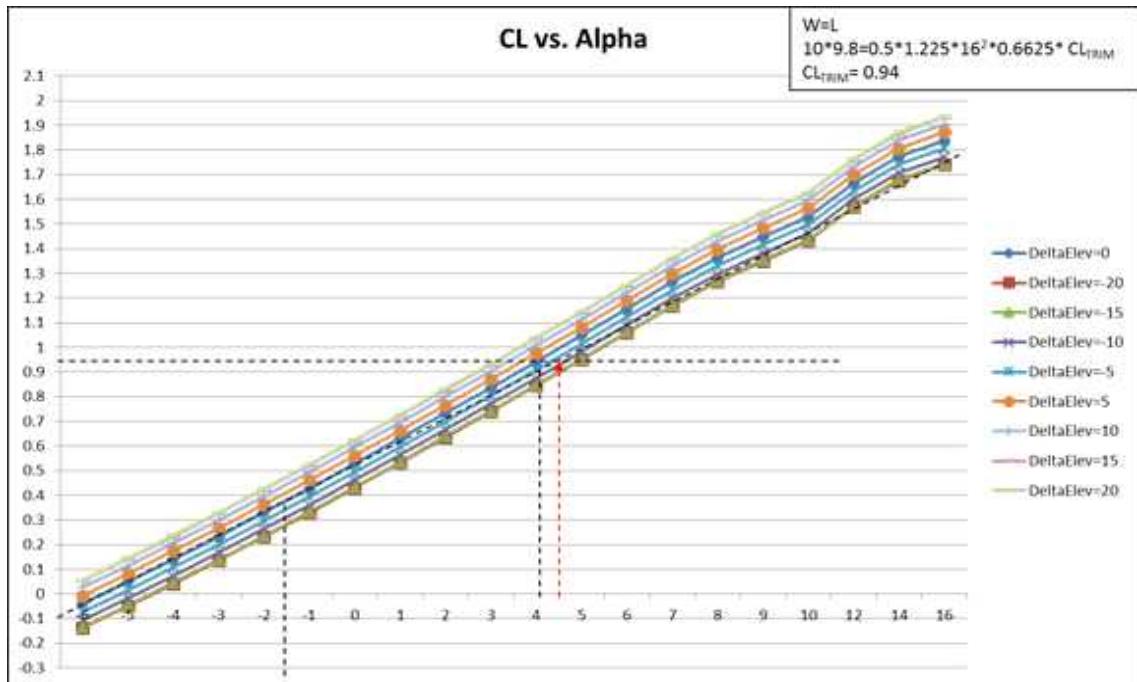


Fig 4-21. 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 16m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) at 16m/s

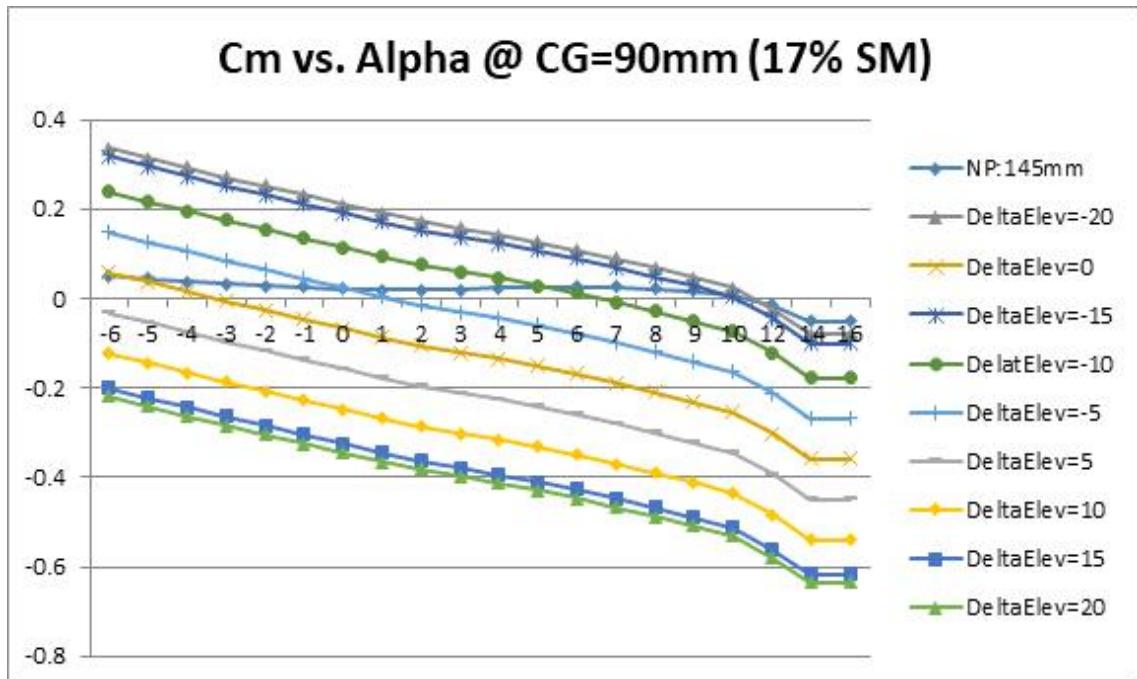


Fig. 4-22 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) Cm vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 16m/s

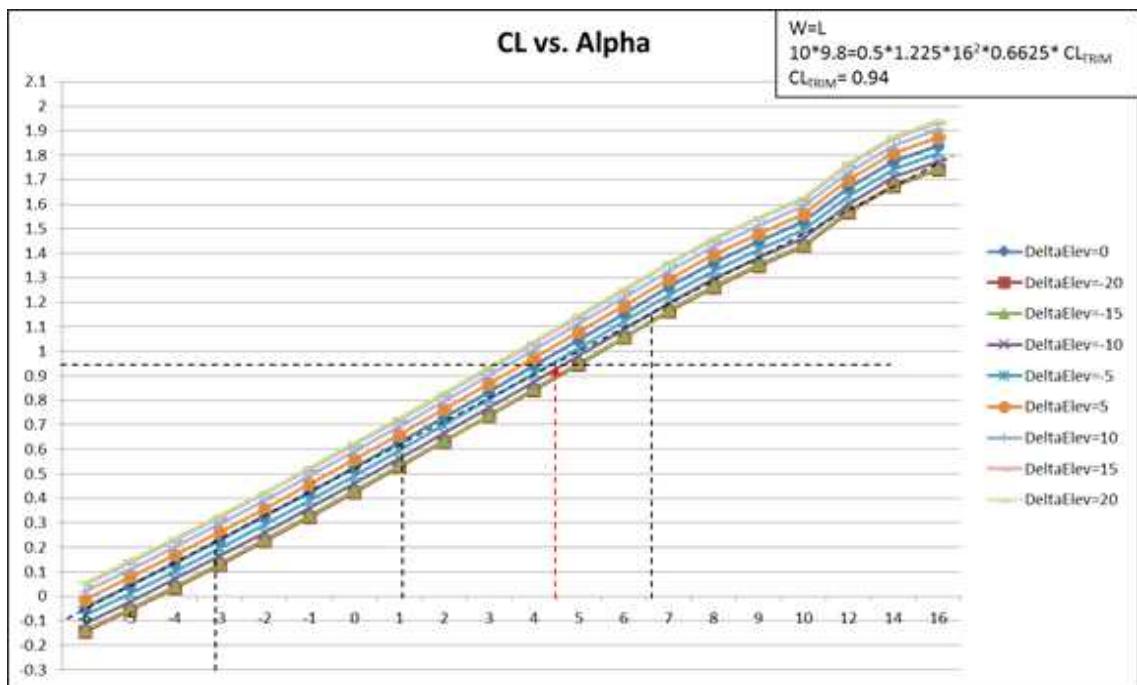


Fig. 4-23 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 16m/s

2.2m Wingspan Reference Aircraft Planform at 17m/s

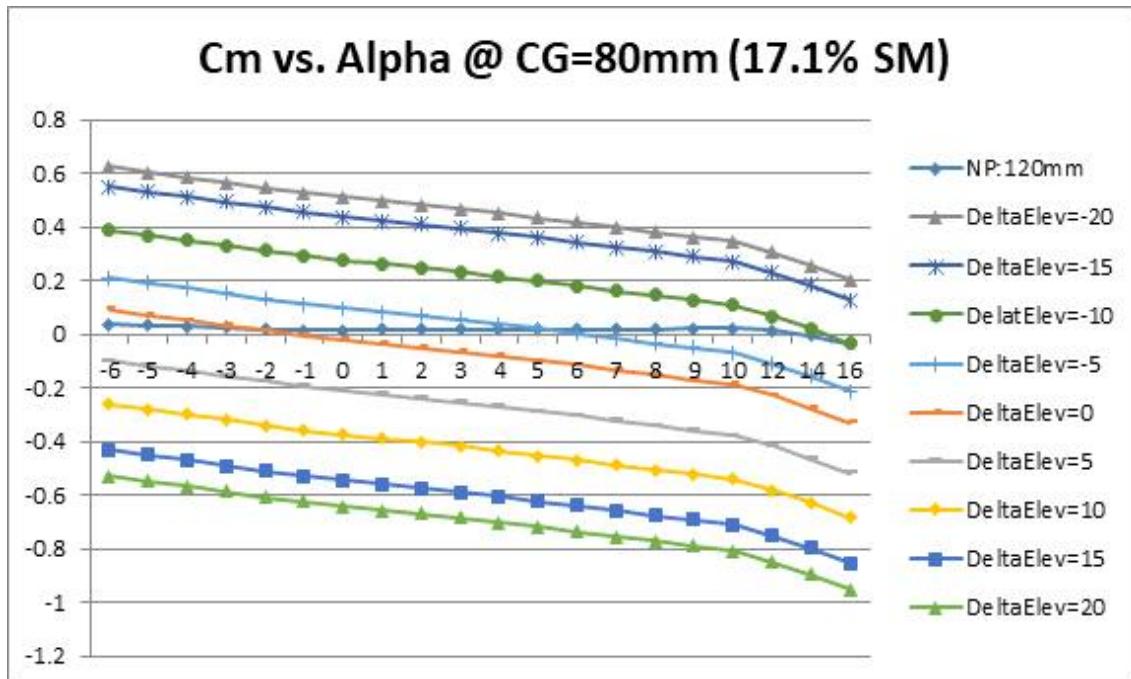


Fig. 4-24 2.2m Hybrid VTOL UAV C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s

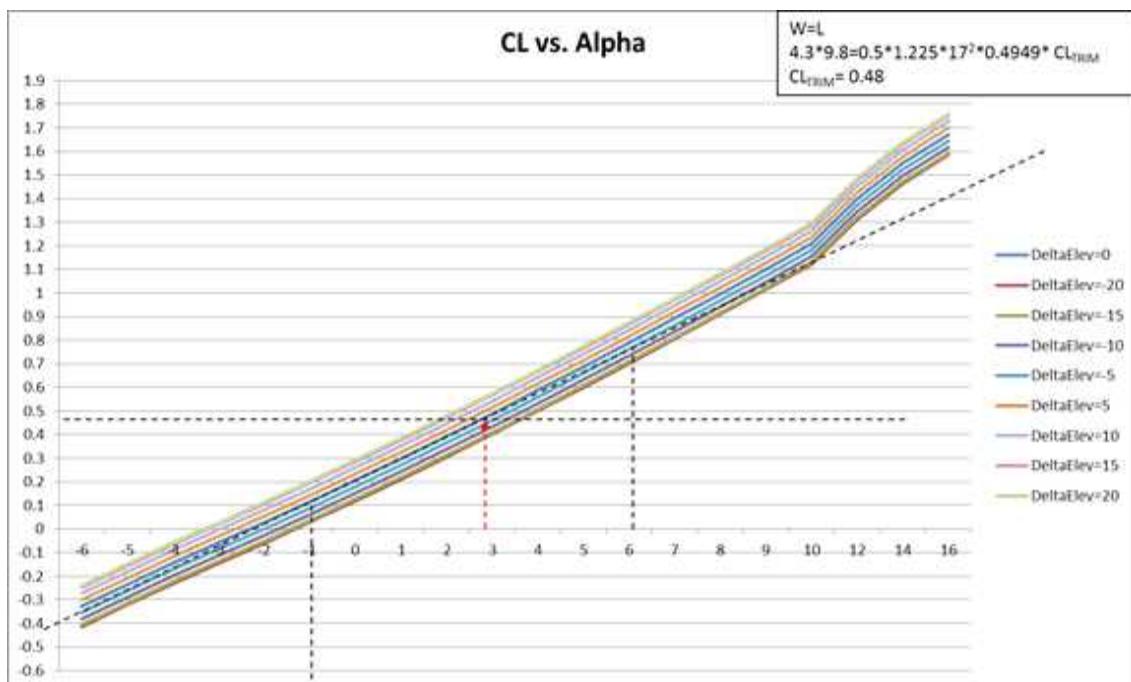


Fig. 4-25 2.2m Hybrid VTOL UAV CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 17m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) at 17m/s

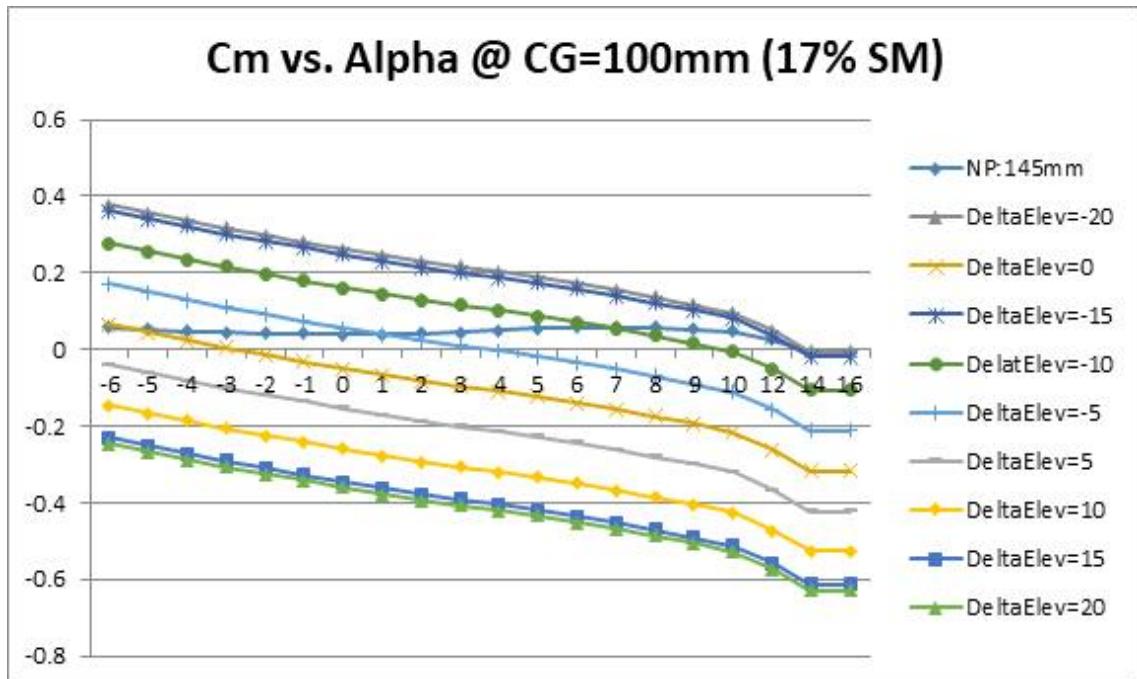


Fig. 4-26 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 17m/s

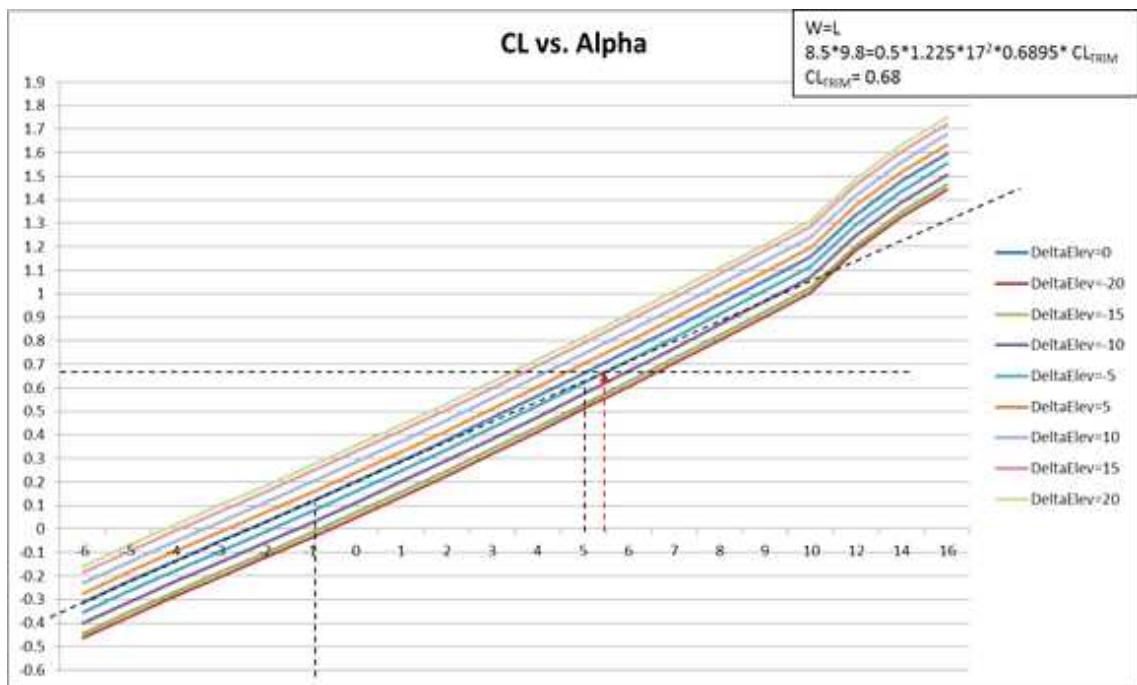


Fig. 4-27 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 17m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) at 17m/s

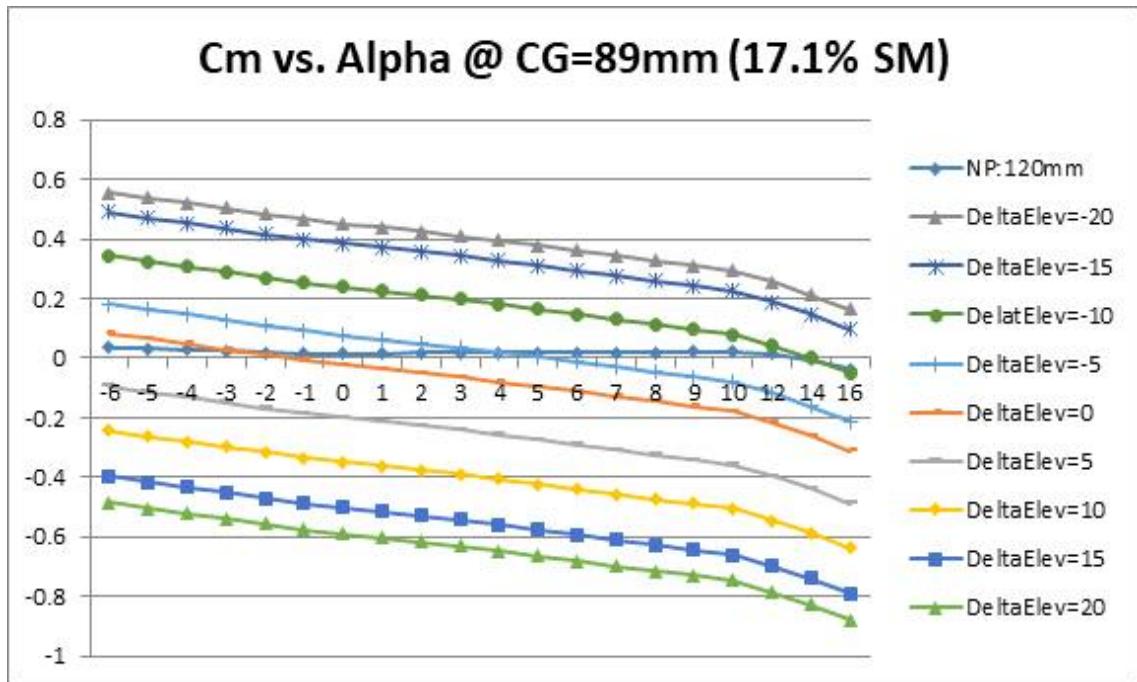


Fig. 4-28 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) C_m vs. α at Various Elevator Deflection at
 $V = 17\text{m/s}$

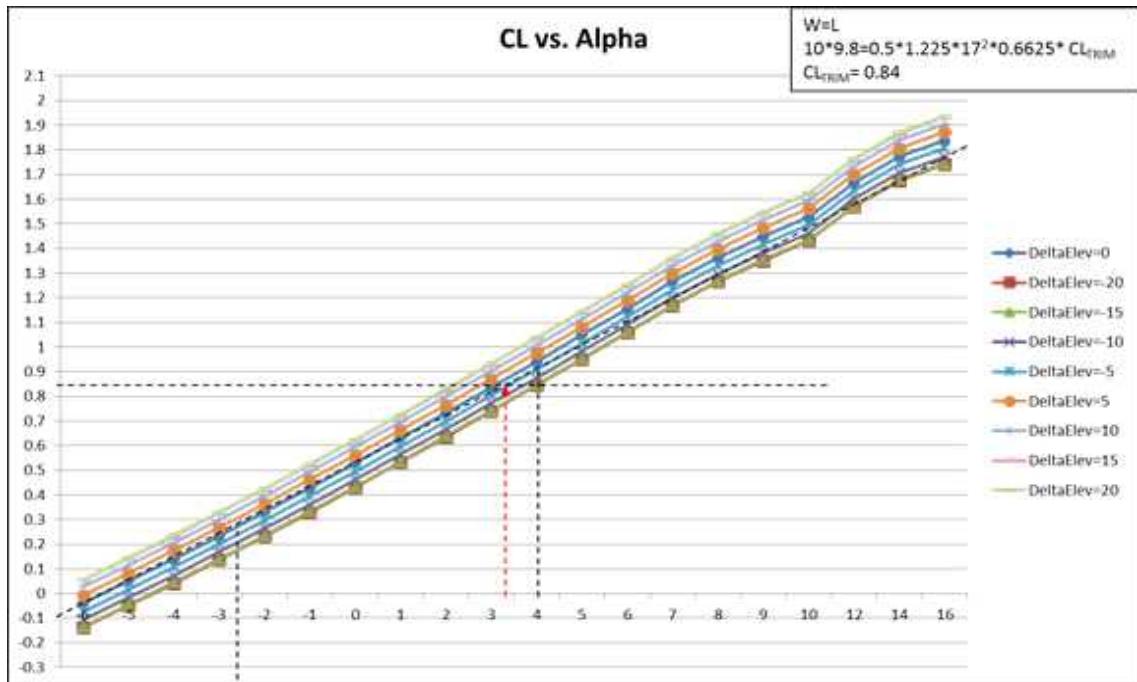


Fig. 4-29 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) CL vs. α at Various Elevator Deflection at
 $V = 17\text{m/s}$

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) at 17m/s

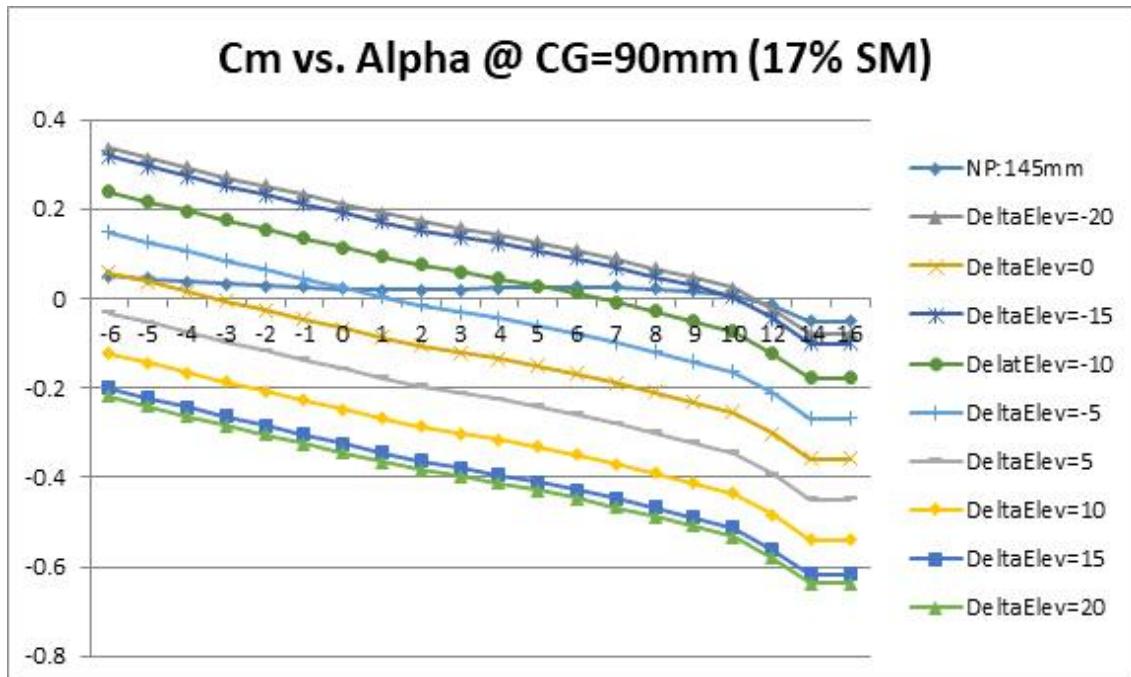


Fig. 4-30 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 17m/s

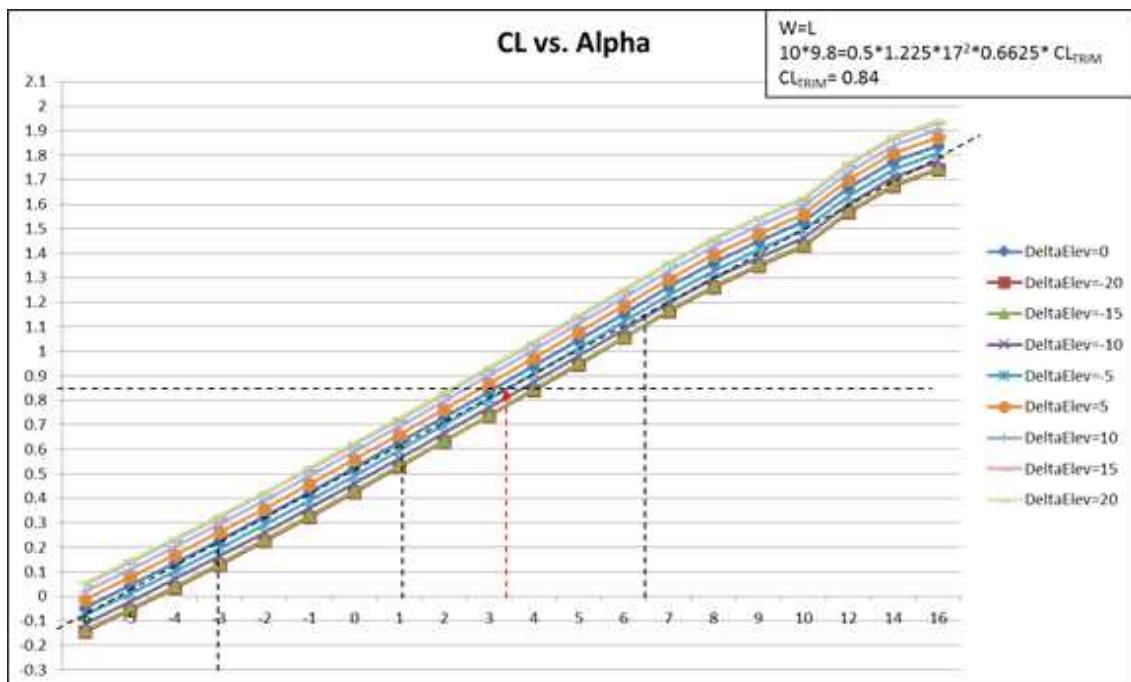


Fig. 4-31 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 17m/s

2.2m Wingspan Reference Aircraft Planform at 18m/s

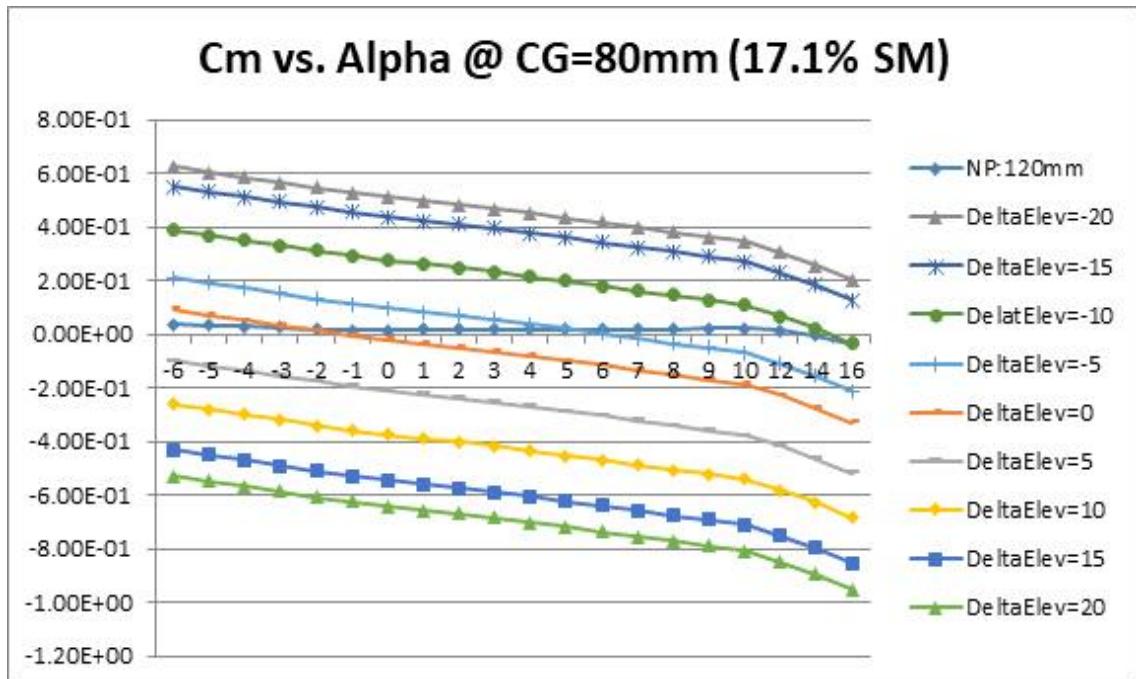


Fig. 4-32 2.2m Hybrid VTOL UAV C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s

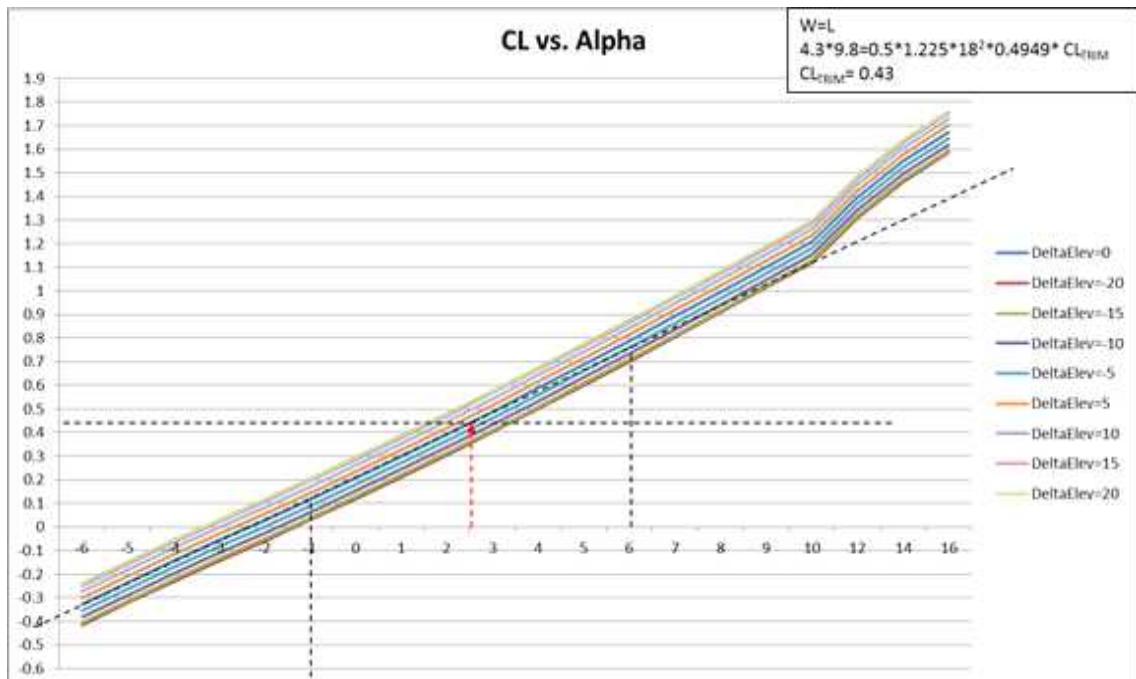


Fig. 4-33 2.2m Hybrid VTOL UAV CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 18m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) at 18m/s

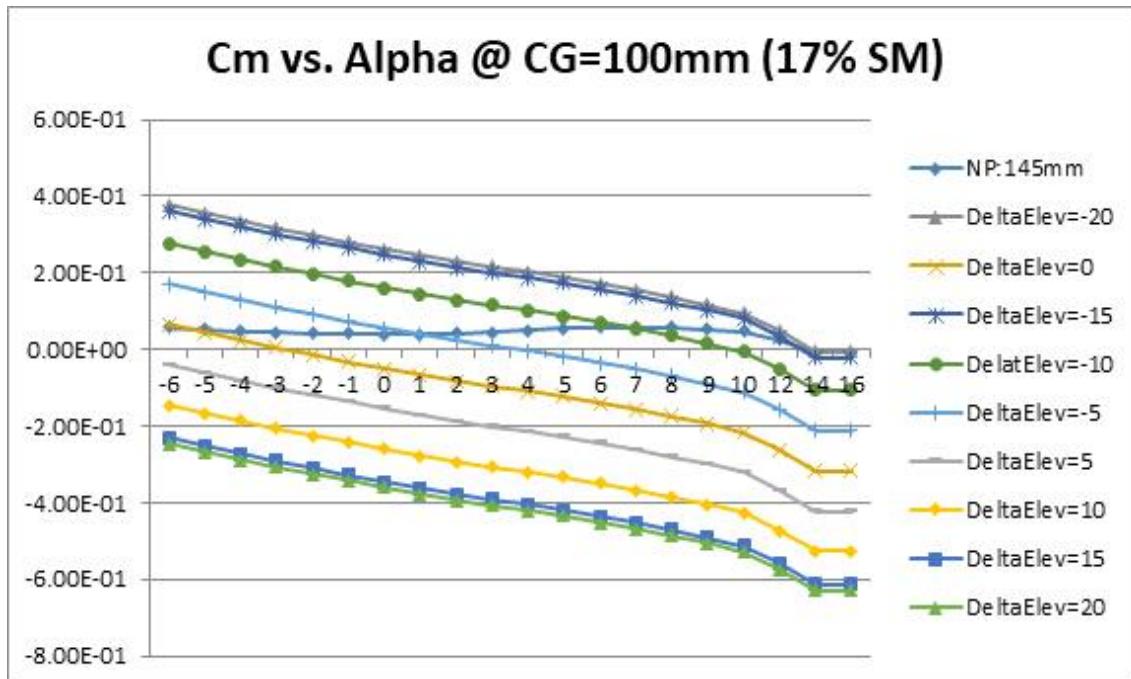


Fig. 4-34 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
 $V = 18\text{m/s}$

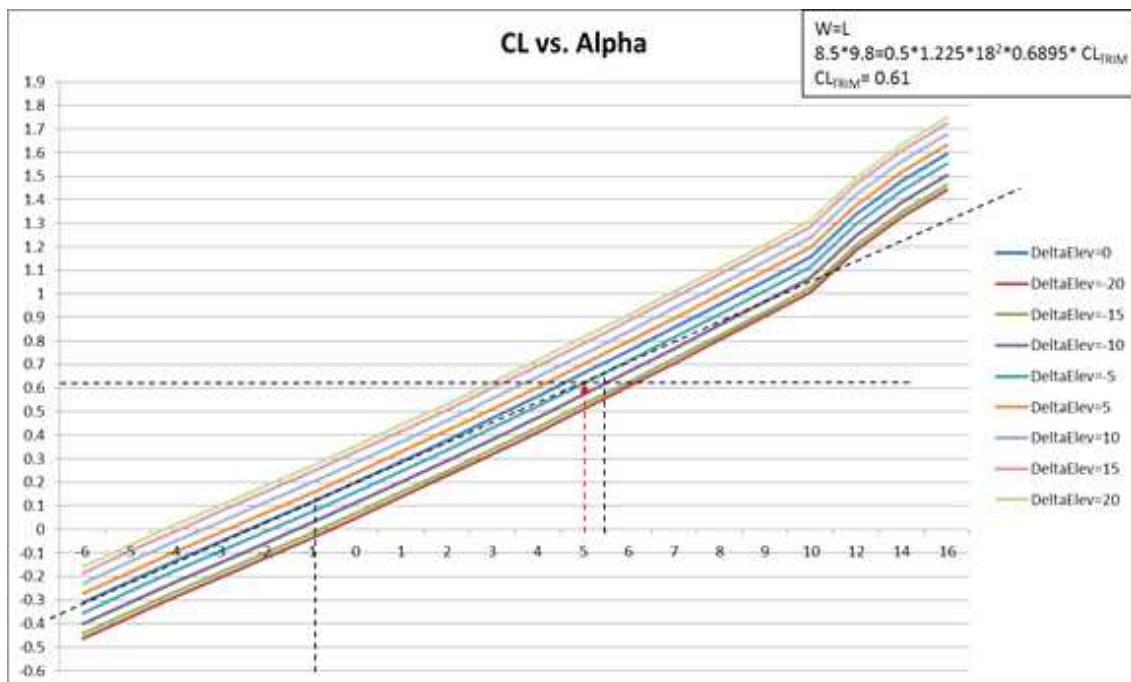


Fig. 4-35 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
 $V = 18\text{m/s}$

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) at 18m/s

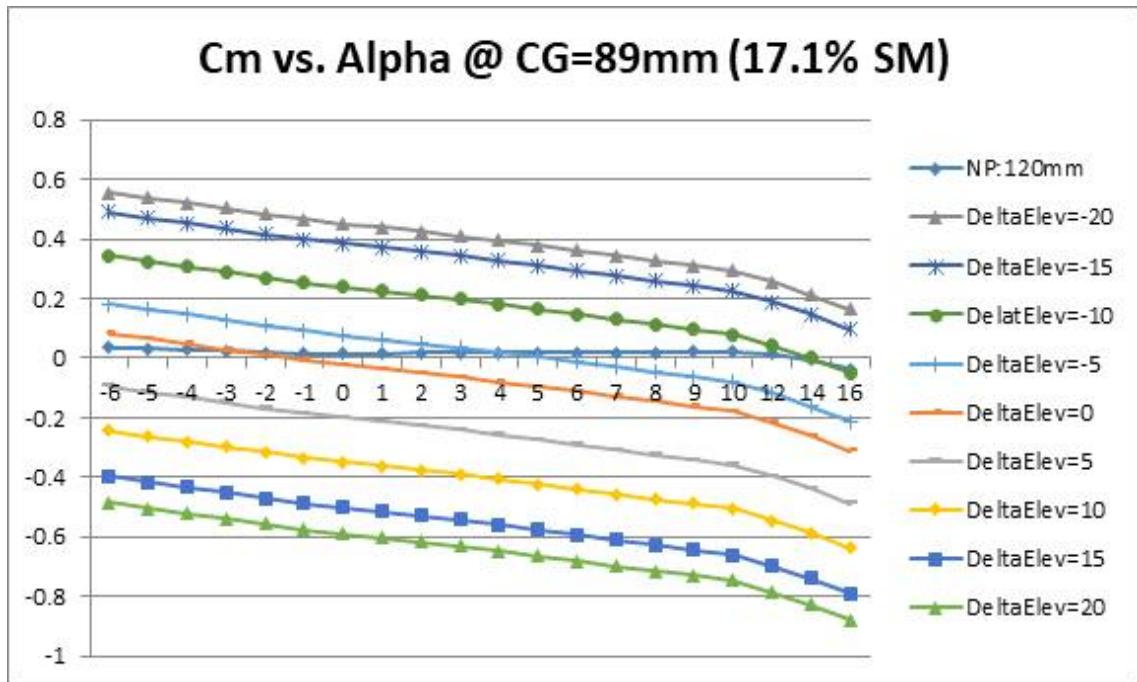


Fig. 4-36 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) C_m vs. α at Various Elevator Deflection at
 $V = 18\text{m/s}$

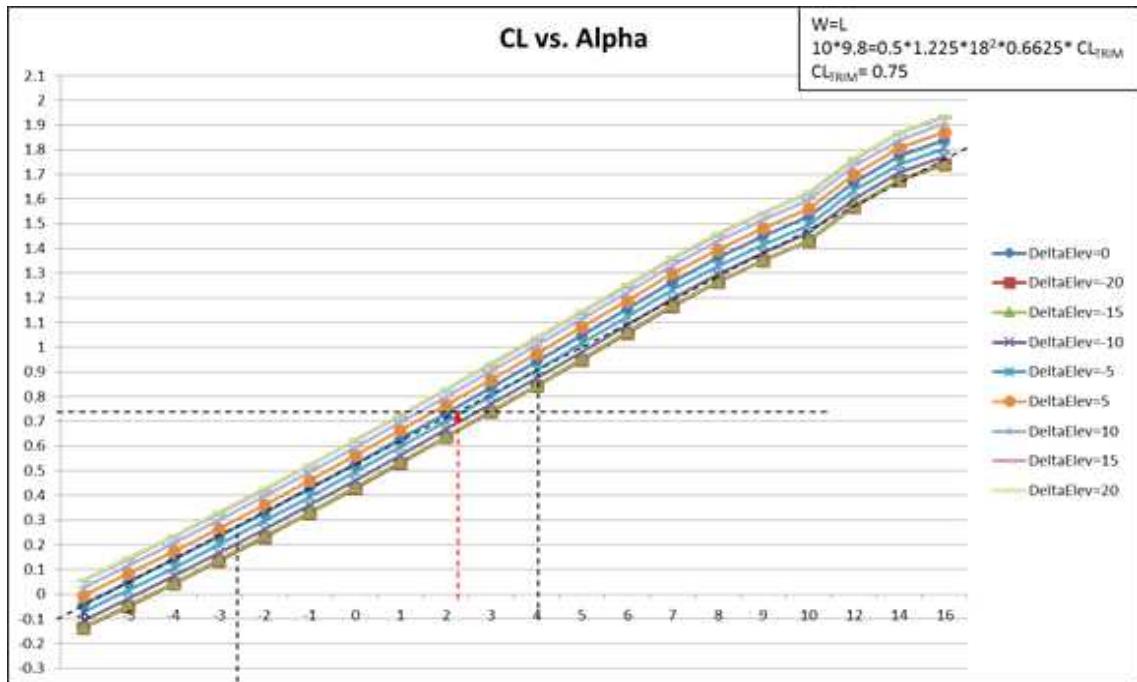


Fig. 4-37 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) CL vs. α at Various Elevator Deflection at
 $V = 18\text{m/s}$

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) at 18m/s

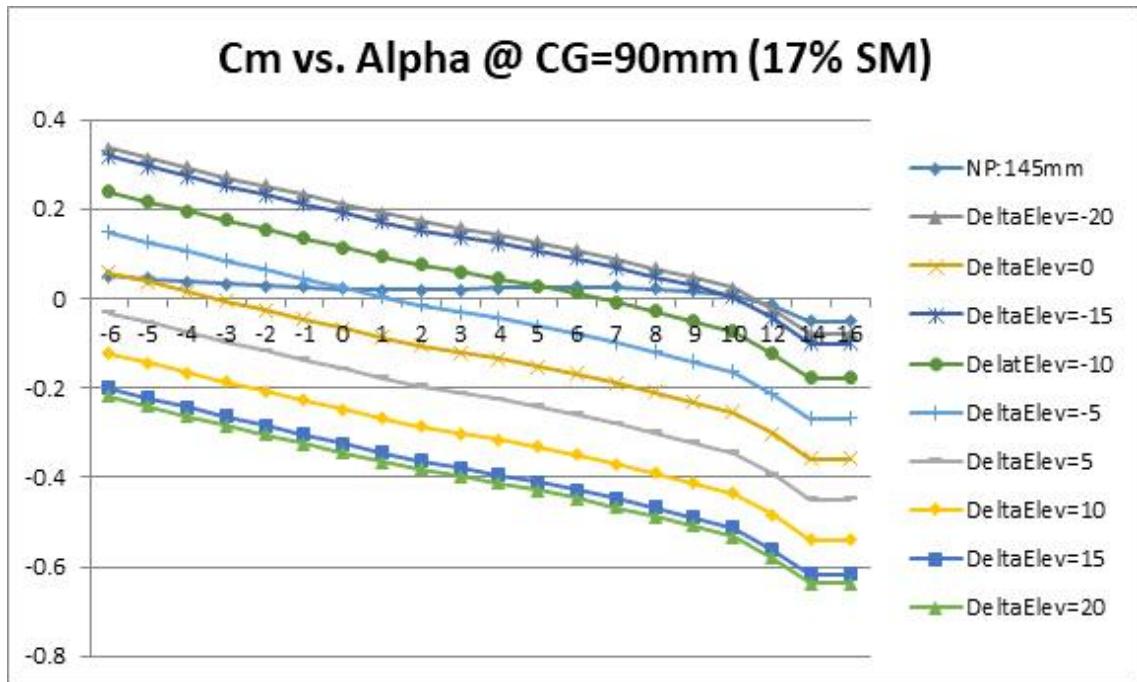


Fig. 4-38 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) Cm vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 18m/s

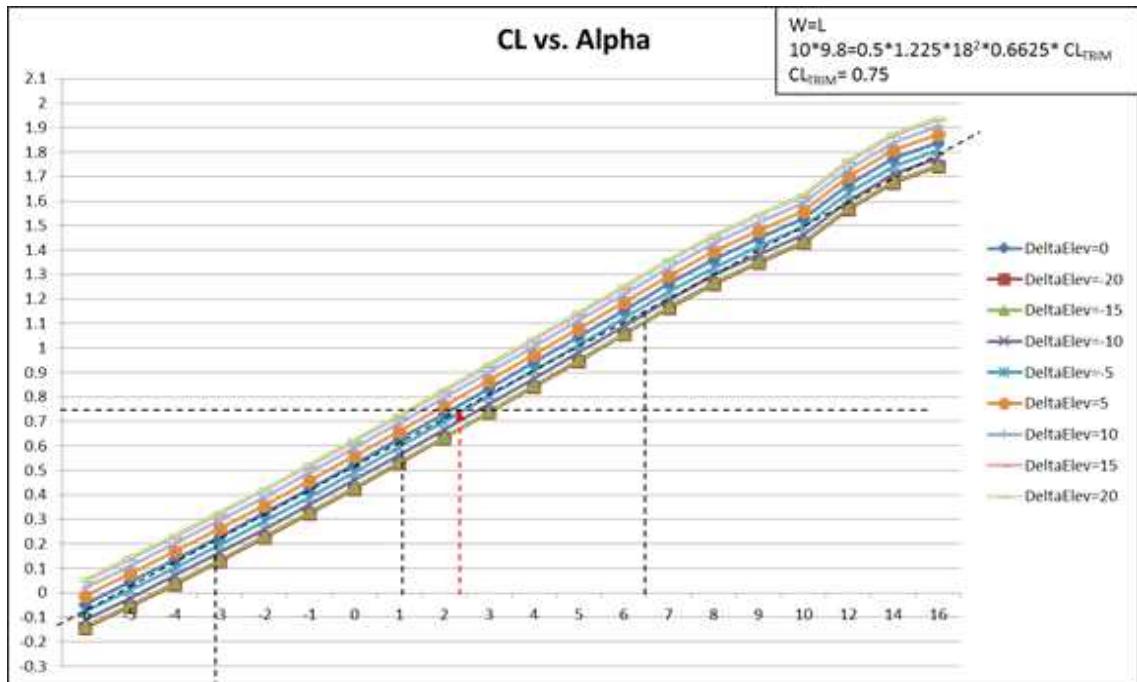


Fig. 4-39 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 18m/s

2.2m Wingspan Reference Aircraft Planform at 19m/s

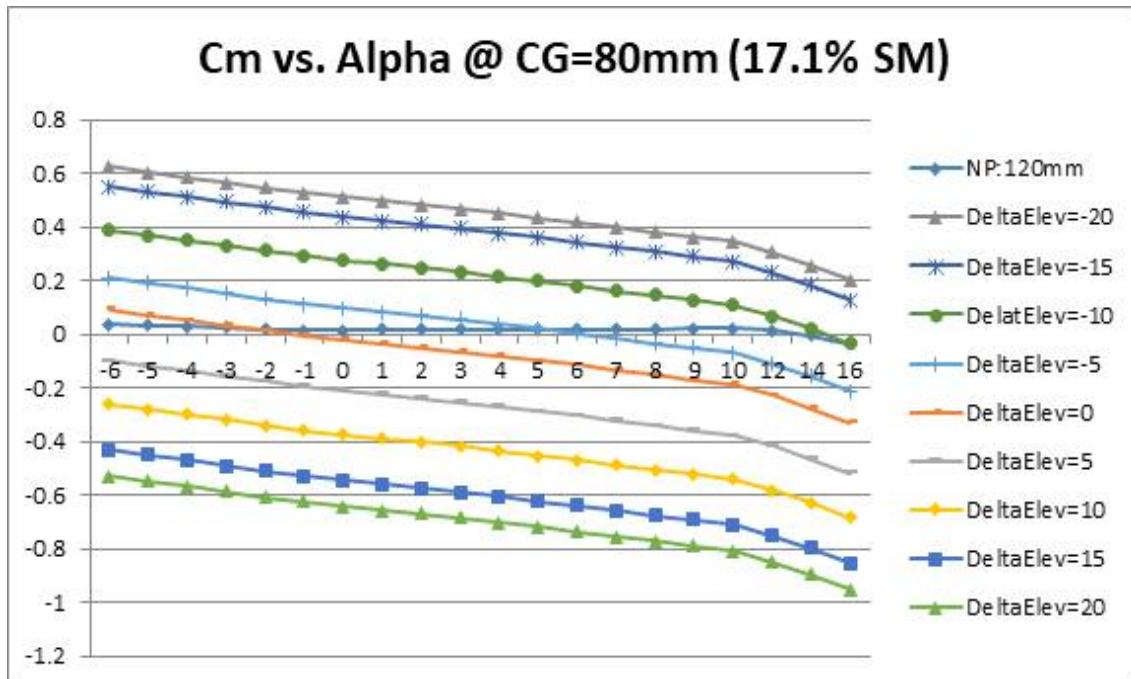


Fig. 4-40 2.2m Hybrid VTOL UAV C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s

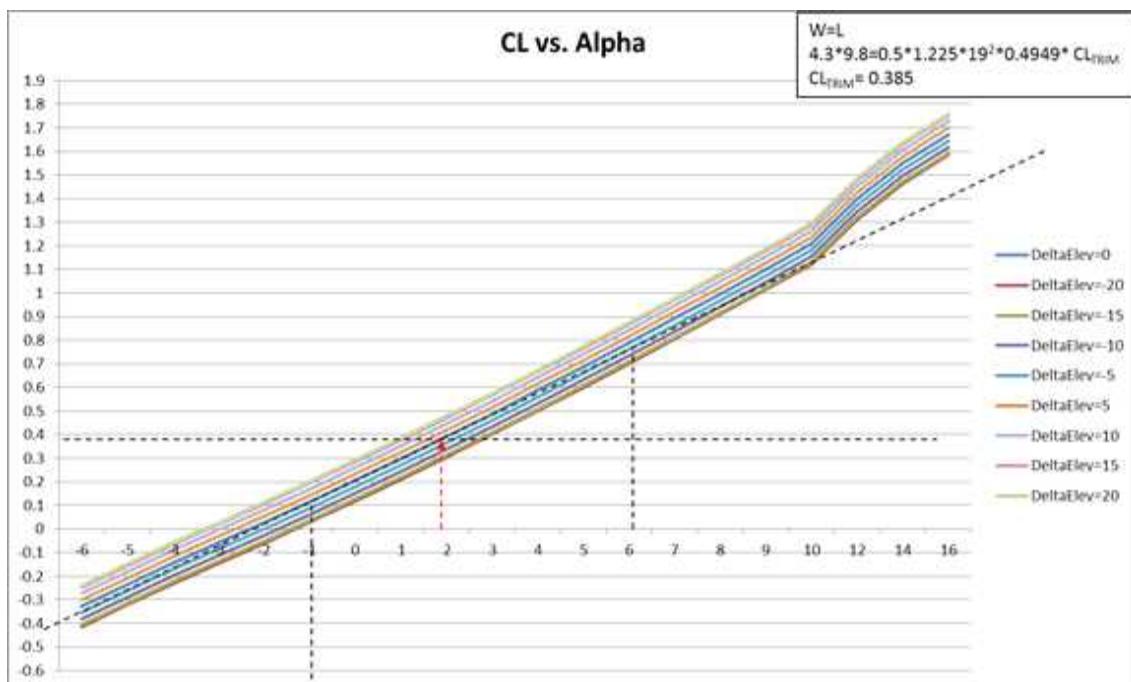


Fig. 4-41 2.2m Hybrid VTOL UAV CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) at 19m/s

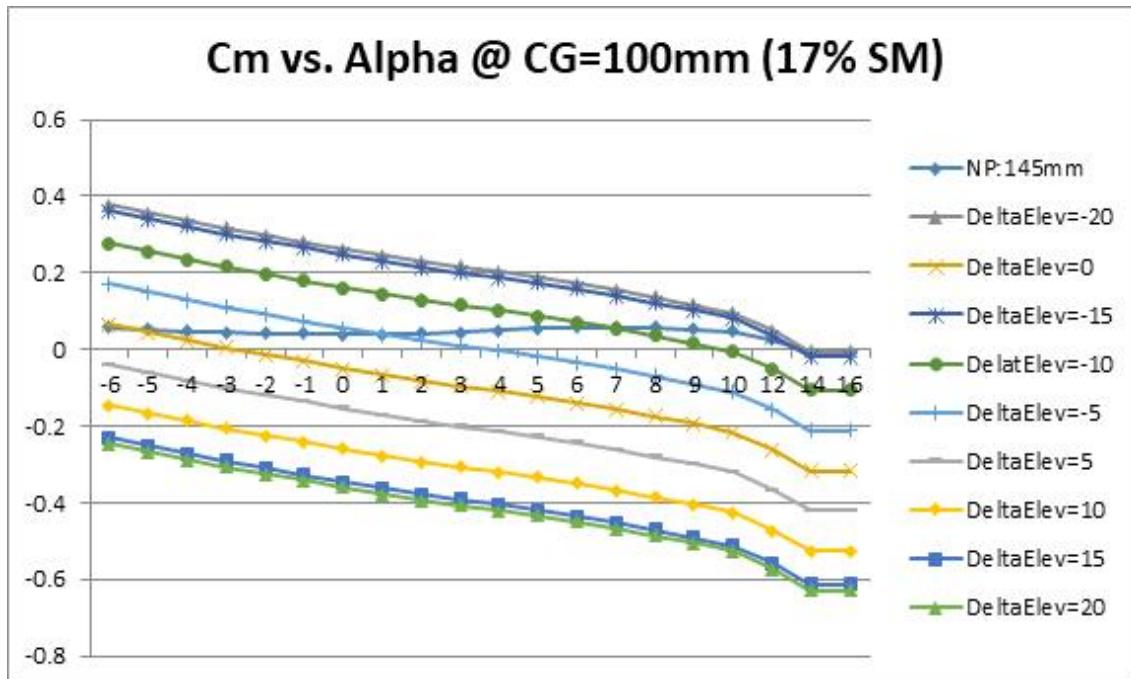


Fig. 4-42 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 19m/s

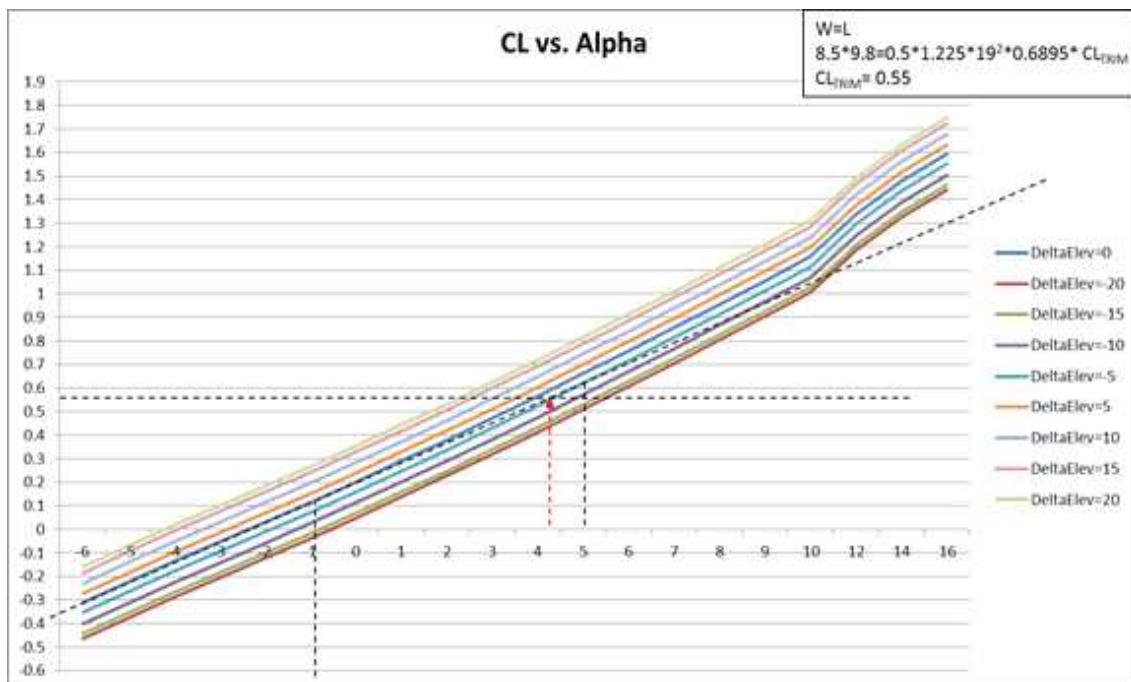


Fig. 4-43 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#1) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at
V = 19m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) at 19m/s

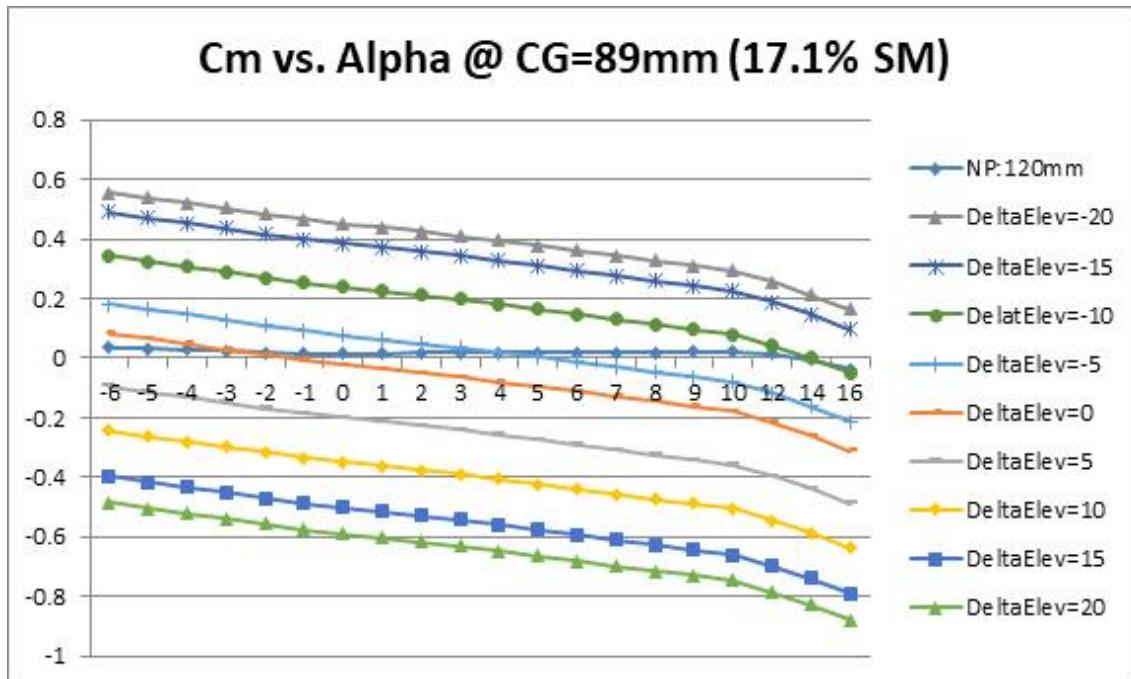


Fig. 4-44 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s

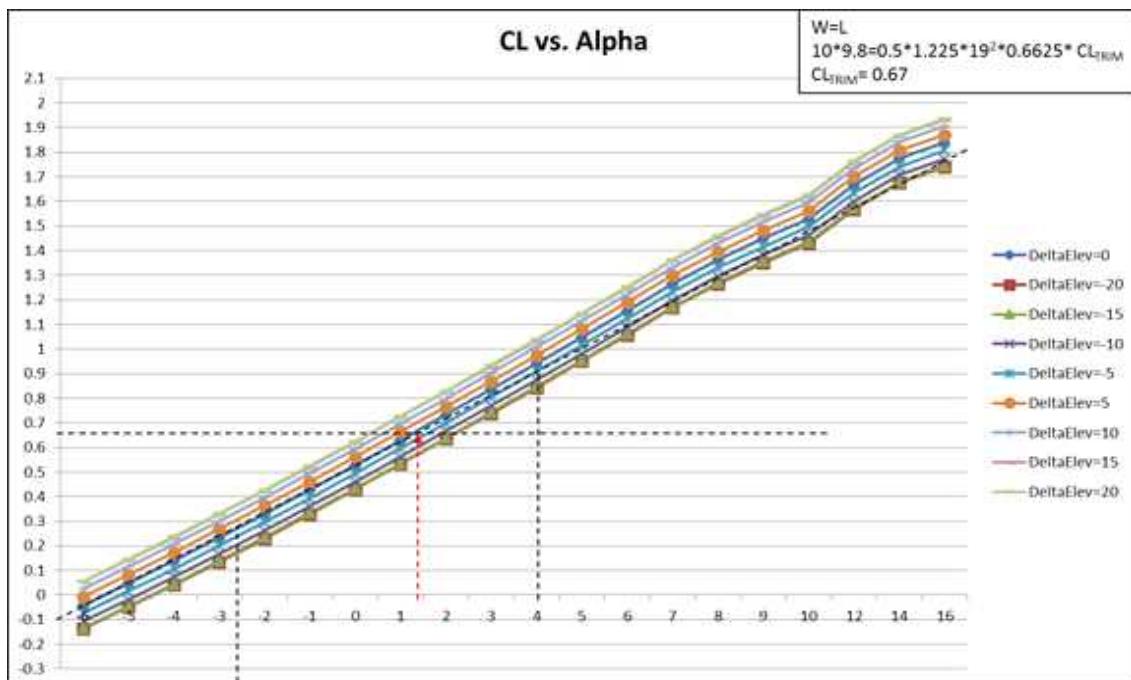


Fig. 4-45 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#2) CL vs. Alpha at Various Elevator Deflection at V = 19m/s

2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) at 19m/s

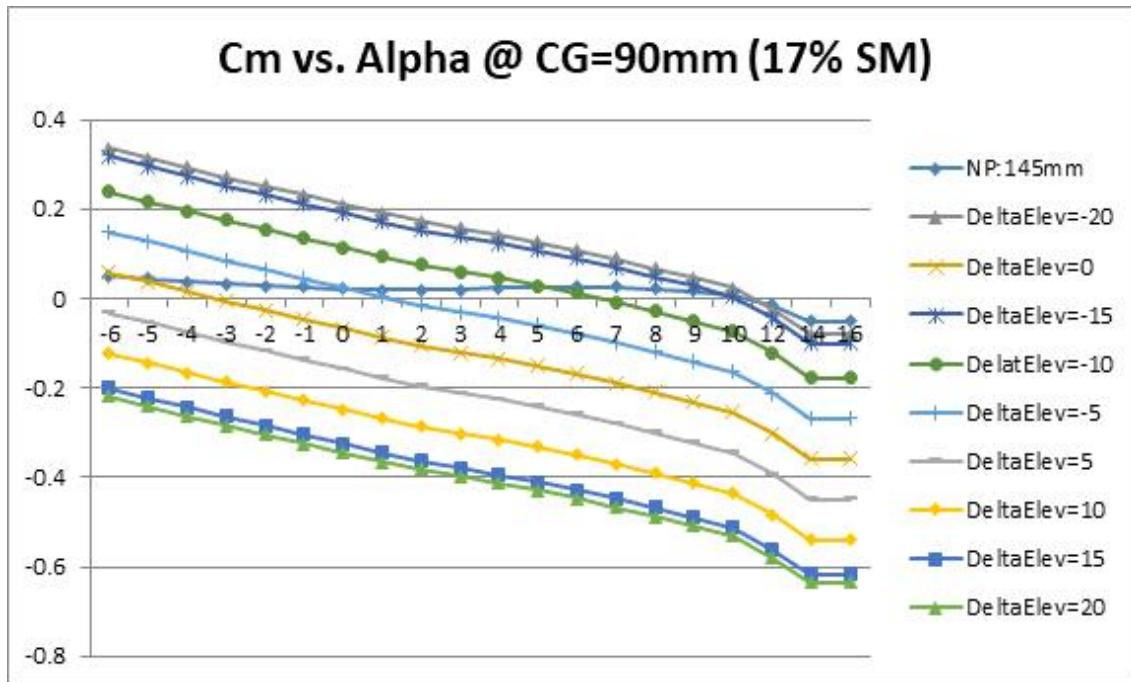


Fig. 4-46 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) C_m vs. Alpha at Various Elevator Deflection at $V = 19m/s$

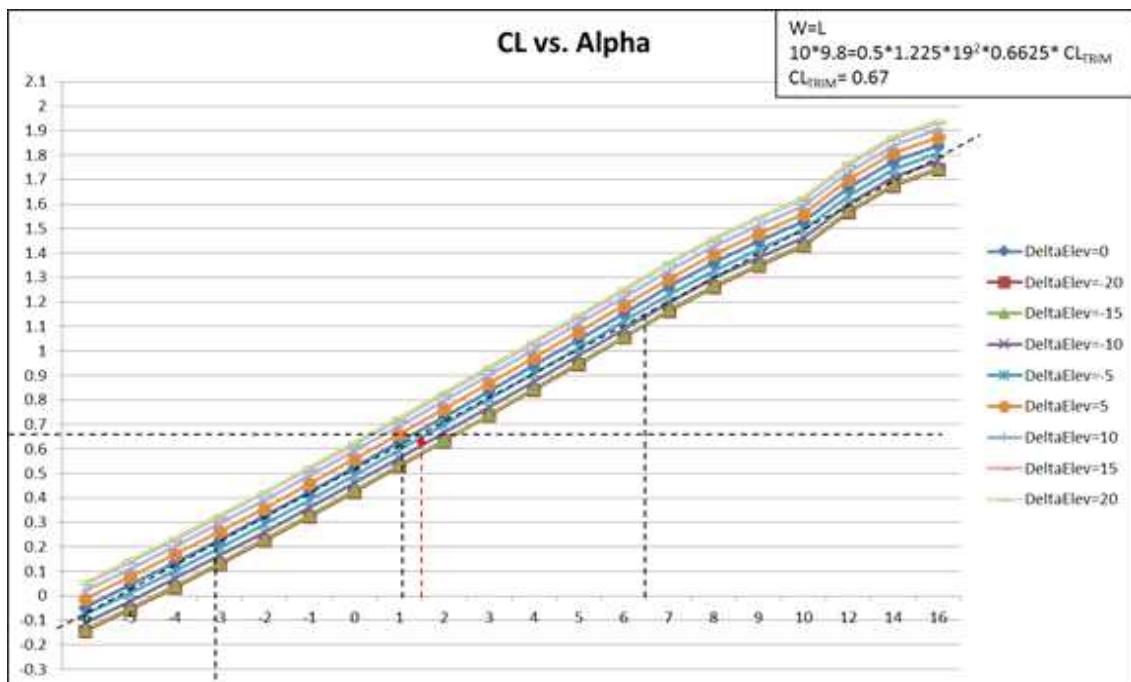


Fig. 4-47 2.6m Wingspan Aircraft Layout (#3) C_L vs. Alpha at Various Elevator Deflection at $V = 19m/s$

Table 4-2 Trim Angle and Angle Deflection Results (using DATCOM Data)

Type	Data	V=12m/s	V=16m/s	V=17m/s	V=18m/s	V=19m/s
2.2m aircraft	α TRIM	8.2°	3.5°	3°	2.6°	1.9°
2.6m aircraft layout (#1)	δ_e (°)	-5°	-2°	-2°	-2°	-2°
	α TRIM	-	6.5°	5.5°	4.9°	4.3°
2.6m aircraft layout (#2)	δ_e (°)	-	-6°	-5°	-4.5°	-4°
	α TRIM	-	4.5°	3.4°	2.4°	1.5°
2.6m aircraft layout (#3)	δ_e (°)	-	-6°	-5°	-4°	-2°
	α TRIM	-	4.4°	3.4°	2.4°	1.5°

발견된 트림 각도 및 각도 편향의 결과는 위의 Table 4-2에 나와 있다. 상기 표는 2.2m급과 2.6m급의 Trim angle 값을 비교 할 수 있다. 기존 2.2m Hybrid VTOL UAV의 실제 비행 결과는 아래의 Table 4-3과 같다. 실제 비행에서 테스트 된 모든 속도에서 동일한 결과는 아니지만 분석 결과가 매우 정확함을 보여준다.

Table 4-3 Actual Flight Data

Type	Data	V=10m/s	V=12m/s	V=15m/s	V=20m/s	V=25m/s
2.2m aircraft	α (°)	5.17	5.17	5.4	2.7	1.4
	δ_e (°)	-5	-5	-3.4	-1.91	-1.17

4.3 엘리베이터 및 에일러론 컨트롤 파워 분석

DATCOM 분석에서 얻은 결과는 다른 항공기 설계의 제어 값을 보여준다. $C_m \delta e$ 계수는 엘리베이터 제어 힘을 나타내며, 이는 엘리베이터 쳐짐에 따른 피치 모멘트, C_m 의 변화를 나타낸다. $CL \delta a$ 계수는 에일러론 제어력을 나타내며, 이는 에일러론 편향에 대한 리프트 계수, CL 의 변동을 보여준다. 항공기 설계의 제어력은 엘리베이터 및 에일러론 제어력을 기준으로 비교된다.

Table 4-4 Control Surface Angle Deflection Results (using DATCOM Data)

Type/Data	$C_m \delta_e$ (at $\delta_e = 10^\circ$)	$C_l \delta_a$ (at $\delta_a = 10^\circ$)
2.2m aircraft	-0.3118	0.049061
2.6m aircraft layout 1	-0.3270	0.046519
2.6m aircraft layout 2	-0.2010	0.04760
2.6m aircraft layout 3	-0.1808	0.04760

Table 4-4 에서 볼 수 있듯이 동일한 엘리베이터 편향 각도 ($\delta e = 10^\circ$)와 동일한 aileron 처짐 각도 ($\delta a = 10^\circ$)에서 분석 할 때 2.6m 날개 크기의 비행체 설계의 레이아웃 1의 제어력은 2.2m 날개 크기의 비행체와 거의 동일하다. 그러나 이것은 나중에 레이아웃 2 및 3의 설계에서 변경되어 엘리베이터 제어 전력을 2.2m 항공기 엘리베이터 제어 전력의 64 % 및 58 %로 설정 되었다. 비행 테스트 결과에 따르면 항공기가 엘리베이터 각도 편향에 너무 민감하다는 것이 밝혀졌다.

4.4 횡방향 안정성 분석

$C_{l\beta}$ 와 $C_n \beta$ 계수는 $C_{l\beta}$ 계수가 항공기의 횡방향 안정성을 나타내며 $C_n \beta$ 계수는 측면 슬립 각도에 대한 Yawing 모멘트 계수를 나타내므로 항공기의 횡방향 안정성을 나타낸다. DATCOM의 결과를 사용하여 항공기 설계의 횡방향 안정성은 $C_{l\beta}$ 와 $C_n \beta$ 계수를 기준으로 비교된다. 2.6m 항공기 설계의 횡방향 안정성은 2.2m 항공기보다 높도록 설계되었다.

Table 4-5 $C_{l\beta}$ and $C_n \beta$ Coefficients Results (using DATCOM Data)

Type/Data	$C_{l\beta}$ (at $\alpha_{TRIM}=6^\circ$)	$C_n \beta$
2.2m aircraft	-0.008969	0.0009256
2.6m aircraft layout 1	-0.008509	0.001019
2.6m aircraft layout 2	-0.009711	0.000960
2.6m aircraft layout 3	-0.009714	0.000964

4.5 무게 중심 추정

안정성 및 제어 분석 후, 항공기의 목표 무게 중심, CG 목표를 찾을 수 있다. 항공기의 모든 부품을 설계도에 맞춰 위치시키고 제작 및 조립 한 후에 항공기의 목표 CG를 달성 할 수 있도록 하기 위해, 각 부품의 중량 및 추정 CG 위치는 최종 CG에 대한 기여도에 대해 계산한다.

비행체 내부가 빈 상태의 CG 위치는 과거 제작 데이터를 사용하여 추정한다. 무게 중심을 결정하기 위해 기준 위치 또는 기준선을 선택한다[4]. CG는 이 위치를 기준으로 결정된다.

항공기의 총 중량은 각 구성 요소의 모든 개별 중량의 합이다. 무게 중심은 무게의 평균 위치이므로 전체 항공기 W의 무게와 무게 중심의 위치 CG를 각 구성 요소의 무게 w와 거리 d를 곱한 값의 합과 같다고 말할 수 있다.

$$cgW = \sum_i^n (wd)_i \quad (4-8)$$

각 구성 요소의 무게 (w)와 각 구성 요소의 거리 (d)를 곱한 값의 합은 다음과 같이 요약된다.

$$\begin{aligned} cg &= w.d / W = 8.638 / 9.662 * 9.8 \\ &= 0.091 \text{ meter (from the root wing leading edge)} \end{aligned}$$

항공기의 목표 CG는 루트 날개 선단에서 9cm 이므로 목표 CG는 달성 가능한 것으로 추정된다.

Table 4-6 Center of Gravity Estimation

Component	Description	Weight (kg)	XCG (m)	W(N) x XCG(m)
Empty Airframe	—	3.06	0.2272	6.8132736
Front Landing Gear	—	0.047	-0.227	-0.1045562
Back Landing Gear	—	0.07	0.176	0.120736
Gimbal Camera	Coliburi	0.2	-0.631	-1.23676
Payload	—	1	-0.521	-5.1058
Main Battery x 2	Tattu 22000mAh 14.8V	3.36	0.179	5.894112
Front Motor x 2	MN5212-420KV	0.498	-0.28	-1.366512
Back Motor x 2	MN5212-420KV	0.498	0.52	2.537808
Front Prop x 2	Xoar 14	0.025	-0.28	-0.0686
Back Prop x 2	Xoar 14	0.025	0.52	0.1274
FCC	—	0.165	0.11	0.17787
FCC Battery	—	0.12	0.11	0.12936
Wiring	—	0.3	0.11	0.3234
Front ESC x 2	Flame HV 60A	0.147	-0.068	-0.0979608
Back ESC x 2	Flame HV 60A	0.147	0.343	0.4941258
Total		9.662		8.6378964

V. 시제품 제작

5.1 목업 기체 설계 및 제작

5.1.1 추진 장치 및 동력원 구성

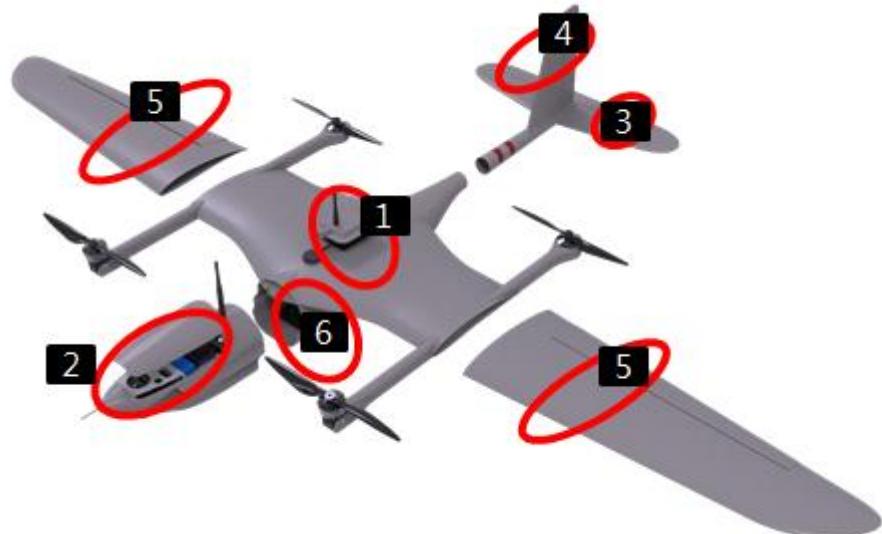


Fig. 5-1 Motor & ESC Device

모터 및 ESC의 경우 모터 테스트를 통하여 추력과 소비전류를 사전에 측정하고 이를 통하여 MTOW를 들어 올릴 수 있는 것과 전진 비행 시 최적의 효율로 배터리를 소모하는 조합으로 선정한다. 본 비행체에는 435kv, 최대 8cell 까지 가능한 모터를 선정하여 100% Throttle 시 약 10,000 rpm 과 소모전류는 약 60A 정도의 모터와 ESC의 조합을 구성하였다.

모터당 최대 추력이 6kg 정도 발생되기 때문에 MTOW는 약 12kg까지 적용 가능하다. 배터리의 경우 리튬폴리머 타입의 8cell 배터리를 이용하고 약 20,000mAH 용량에 15C 방전율을 갖는 동력원을 적용하였다.

5.1.2 비행체 모듈 구성



순서	항목
1	중앙 주날개부 (Mid-Wing)
2	전방임무 동체부 (Cartridge)
3	수평 꼬리 날개부 (Horizontal Tail)
4	수직 꼬리 날개부 (Vertical Tail)
5	바깥 주날개부 (Outer Wing)
6	메인 동체부 (Main Fuselage)

Fig. 5-2 Aircraft Parts Configuration

본 연구에서 개발된 비행체는 총 6 개의 모듈로 구분된다. 이 모듈은 중간 주날개부, 전방임무 동체부, 수평 꼬리 날개부, 수직 꼬리 날개부, 바깥 주날개부 및 메인 동체부로 구성된다. 비행체를 이렇게 모듈로 나누는 이유는 항공기를 쉽게 보관하고 운송 할 수 있게 하기 위함이다. 모터는 중앙 주날개부에 부착 된 봄(Boom)에 배치된다. 전방임무 동체부에는 짐벌 카메라, 타겟 추적 보드, 영상 전송 모뎀, LiDAR 센서 및 미션 배터리와 같은 대부분 센서 및 통신 모듈을 탑재한다. 메인 동체에는 이 항공기의 주 동력원인 리튬폴리머 타입 배터리가 장착되어 있으며, 바깥 주날개와 수직/수평 꼬리 날개부는 양력(Lift Force)를 제공하고 비행체를 안정화 시키며 비행체 이동 경로를 제어 할 수 있는 컨트롤 면적을 갖고 있다.

5.1.3 목업 기체 제작

시제기 제작의 첫단계로 목업 기체를 제작한다. 목업 기체는 몰드를 이용한 FRP 재질의 기체를 제작하기 전에 낮은 제작비용을 통해서 기체의 공력 성능 시뮬레이션 결과로 실제 기체의 공력 성능을 검증하는 과정이다. 목업 기체의 주요 재질은 발사나무를 이용한다. 발사나무는 탄성이 좋으며 낮은 밀도의 나무이기에 항공기 제작에 알맞은 재질이다. 기본적인 구조는 3장 비행체 설계와 4장 디자인 해석 결과를 바탕으로 제작한다. 다만 발사 나무의 특성상 2중 트위스트 구조 등을 제작하는데 어려움이 있기 때문에 3차원 설계에서 공력 성능에 큰 영향을 주지 않는 선에서 일정 부분은 제작 편의성을 위해서 디자인 변경을 수행한다.



Fig. 5-3 Manufacturing of Mid-Wing using Balsa Material



Fig. 5-4 Manufacturing of Nose Part using 3D Printing

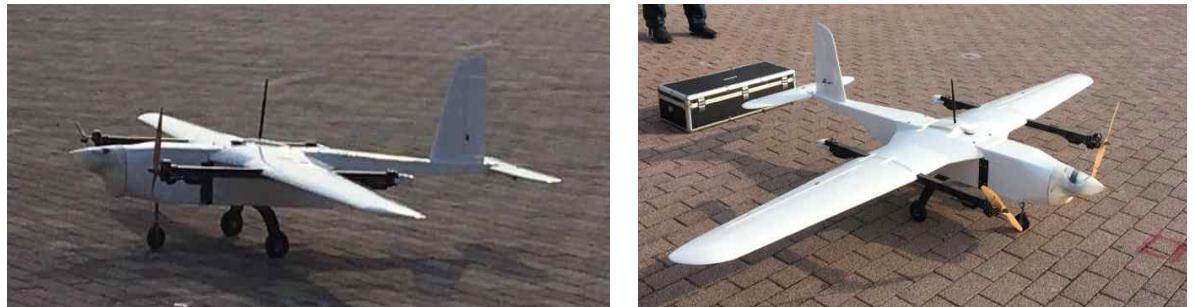


Fig. 5-5 Images of Mock-up Test UAV

5.2 FRP 시제품 기체 제작

5.2.1 틸팅 모듈 제작

본 연구에서는 고정익 수직이착륙 무인항공기 비행체의 운용 시 4개의 프로펠러를 이용해서 수직이착륙을 하고 전방 2개의 프로펠러 부분은 90도 수직에서 수평으로 틸팅 하는 구조이다. 전방 2개의 프로펠러가 전진방향과 수평으로 회전을 하고 난 이후부터 고정익 비행을 수행하기 때문에 비행시간의 대부분을 차지하는 고정익 비행을 수행하기 위해서 틸팅 기능은 필수적이다. 틸팅 기능은 BLDC 모터 전체를 90도 천이시키는 구조이고 수직이착륙 시와 고정익 비행 시 회전 기능을 수행하는 서보 모터의 부하를 줄이기 위해서 특수한 형태의 틸팅 모듈의 디자인을 구현하였다.



Fig. 5-6 Tilting Module

5.2.2 몰드 제작

DATCOM 및 XFLR의 공력 데이터와 목업 기체의 실제 비행 데이터에 대한 비교 검증을 수행한다. 앞서 비행기 필요 성능이 문제없이 나온 후 3차원 모델링과 같은 형태의 비행체 시제기를 제작한다. 목업 기체는 재질 특성 상 다중 곡선을 표현하기 어렵지만 FRP 성형 몰드를 이용할 경우에는 복잡한 형상의 곡선면을 제작 할 수 있다.

몰드 제작은 제작 예산과 곡선면의 정밀도에 따라서 몰드 재질을 선택해야 한다. 저예산일 경우에는 스치로폼 또는 나무를 깎아서 마스터 형상을 제작하고 다시 암몰드를 제작한다. 제작비용은 낮출 수 있지만 표면의 거칠기가 좋지 않고 정확한 외형을 제작하는데 한계를 갖고 있는 것이 단점이다. 외각 형상의 정밀도가 높은 경우에는 알루미늄을 이용하여 마스터 형상 또는 암몰드를 제작한다.

본 연구에서는 무인기의 비행속도가 일반적인 저속 무인기보다 비행속도 범위가 넓고 다이브 비행도 필요한 형태이기 때문에 높은 외형 정밀도가 필요로 한다. 따라서 알루미늄 자재를 이용하여 몰드 제작을 진행한다. 알루미늄 재질 몰드를 제작 할 때, 제품의 외형 특성에 따라 마스터 몰드로 제작하는 경우와 암몰드로 만드는 경우를 나눌 수 있다. 알루미늄을 가공 시 깊이 가공하는 경우에 가공면 방향으로 응력이 집중되면서 알루미늄의 변형이 생기게 된다. 따라서 가공 깊이가 긴 형상인 동체부위는 마스터 몰드로 제작하고 깊이가 낮은 날개부위는 암몰드로 제작하여 최적의 제작 방식을 적용하였다. Fig. 5-1 는 비행체의 필요한 몰드 리스트와 형상을 보여준다.

Table 5-1 List of Manufacturing Mould about VTOL UAV

부위	명칭	형상	비고
동체	Payload Mould		마스터몰드 (좌/우)
동체	Front Canopy Mould		암몰드 (단일)
동체	Fuselage Mould		마스터몰드 (좌/우)

부위	명칭	형상	비고
날개부	Mid-Wing Mould		마스터풀드 (상/하)
날개부	Mid-Wing Canopy Mould		암풀드 (단일)
날개부	Left Outer Wing Mould		마스터풀드 (상/하)
날개부	Right Outer Wing Mould		마스터풀드 (상/하)
날개부	Vertical Tail Mould		암풀드 (좌/우)
날개부	Mid-Wing Mould		암풀드 (상/하)
기타부	Back Motor Cover Mould		암풀드 (좌/우)
기타부	Control Servo Cover Mould		암풀드 (좌/우)



Fig. 5-7 Images of Aluminium Front and Back Fuselage Moulds and Front Canopy Mould

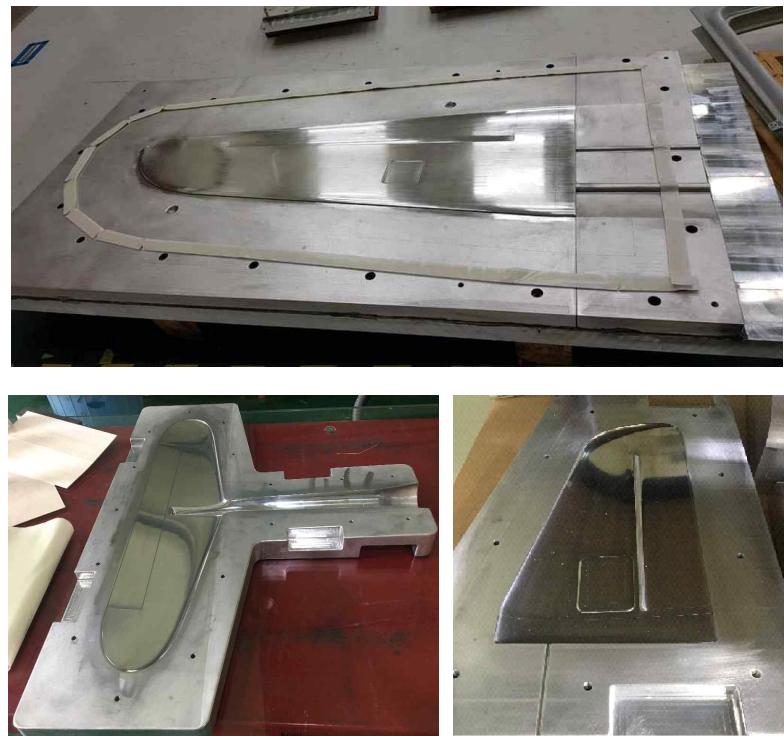


Fig. 5-8 Images of Aluminium Main Wing and Tail Wing Moulds

FRP 암몰드는 프리프레그(PrePreg) 탄소 섬유 조각을 알루미늄 몰드 상에 적층하여 제조한다. 브리더 직물 및 이형 필름은 프리프레그 탄소 섬유 시트 상에 배치되어 수지가 경화된 후 카본 스키니 배깅 필름으로부터 분리되도록 한다. 마지막으로, 밀봉용 테이프를 사용하여 진공 주머니 필름을 알루미늄 몰드에 부착하고 진공 처리를 시작한다. 이어서, 몰드를 AutoClave장비에 옮기고 약 12 시간 동안 약 60 내지 100 °C에서 경화시킨다[10].

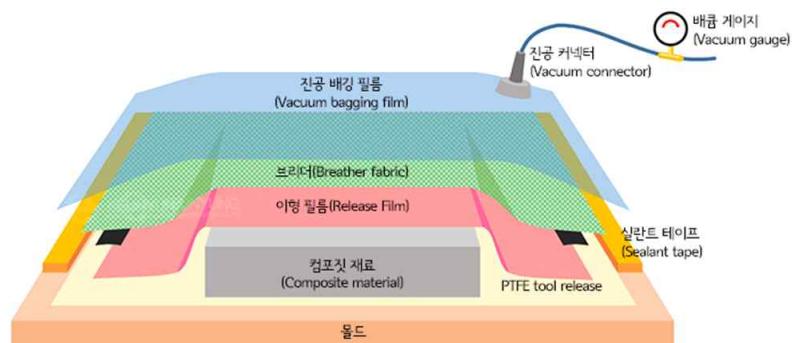


Fig. 5-9 Material Layup for Vacuum Bagging Process



Fig. 5-10 Fuselage Mould in the Autoclave



Fig. 5-11 Fuselage Mould during Vacuum Bagging

본 연구에서 FRP 암몰드를 제조하는 동안, 알루미늄 마스터 몰드로부터 경화 된 탄소 섬유를 추출하는 데 문제가 있었다. 동체 마스터 몰드는 복잡한 형상을 가지므로, 탄소 섬유가 복잡한 형상 영역에 달라붙어서 이형이 되지 않는 문제가 발생하였다. 알루미늄 마스터 몰드로부터 FRP 암몰드를 추출하는 과정 중에 손쉽게 탈형이 되기 위해서는 굴곡이 복잡하거나 상부에서 봤을 때 음각이 있지 않아야 한다. 첫 번째 제작된 동체 마스터 몰드는 이러한 부분을 사전에 고려했지만 일부 영역에서 탈형이 되지 않는 현상이 발생하였다. 첫 번째 시도는 실패를 했고 따라서 알루미늄 마스터몰드에서 복잡한 영역을 제거하기 위해 다시 가공을 진행하였다. Fig 5-15 에서 빨간색으로 표시된 영역은 금형 추출이 어려운 주된 이유이므로 이 영역은 가공으로 제거되었다. 이 영역을 제거한 후, FRP 암몰드의 추출이 훨씬 쉬워져서 마스터몰드에 부하를 가하면서 탈형을 안 해도 될 수 있게 되었다.



Fig. 5-12 Cracked Region of the Carbon Fiber Mould



Fig. 5-13 Complex Region of the Mould where the Carbon Fiber Could Not Removed

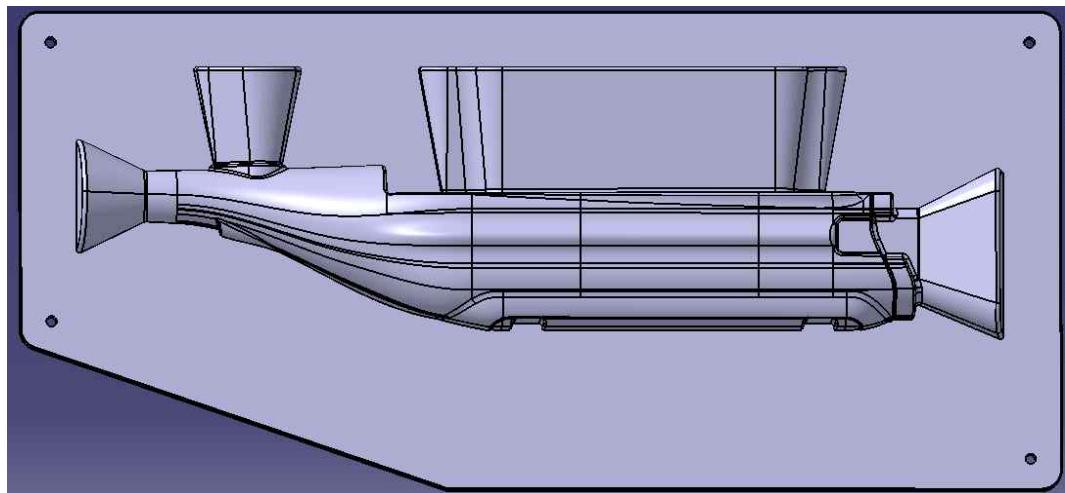


Fig. 5-14 Fuselage Master Mould Modeling before Design Change

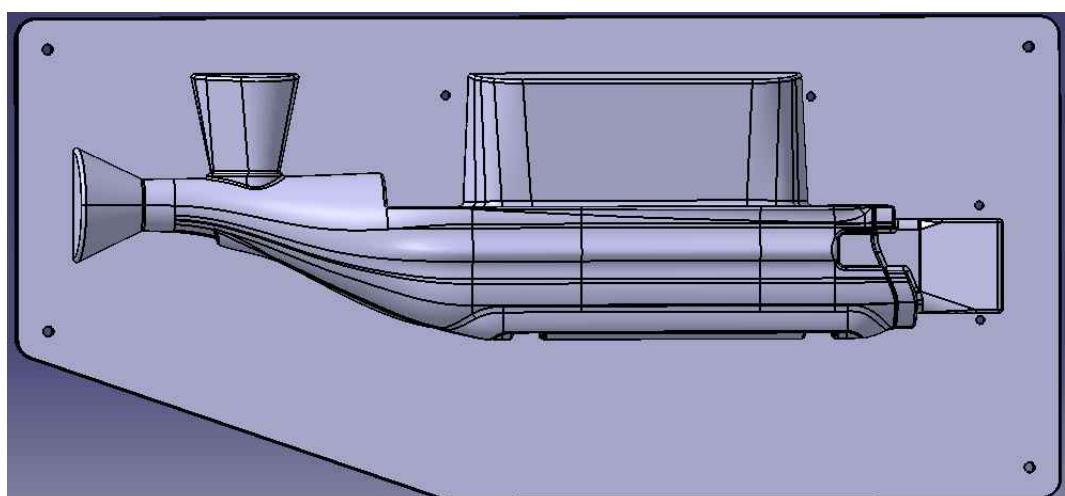


Fig. 5-15 Fuselage Master Mould Modeling after Design Change



Fig. 5-16 Carbon Back Fuselage Mould (Left and Right Side)



Fig. 5-17 Carbon Front Fuselage Mould (Left and Right Side)

5.2.3 FRP 스킨 제작



Fig. 5-18 Image of Wing Skin Manufacturing

복합재 스킨을 이용하여 비행체를 제조하는 과정은 FRP 스킨을 만드는 것으로 시작한 다음 스킨의 양면이 서로 결합되기 전에 내부 구조물을 배치한다.

몰드의 디자인과 제품 디자인을 고려하여 메인 동체부와 수직꼬리날개부 그리고 전방임무 동체부는 좌측 스킨과 우측 스킨을 결합하여 만들어지고, 중앙 주날개부와 바깥 날개부 그리고 수평 꼬리날개부는 위쪽 스킨과 아래쪽 스킨을 결합하여 만든다.

스킨면을 제작 할 때 무게를 최대한 작게 하면서 스킨면의 강도가 나올 수 있는 조건을 만족하기 위해 각각의 파트마다 적층 방식을 다르게 하여 최소 무게의 최대 강도가 나올 수 있도록 구성한다. 예를 들어 주날개의 중앙부의 경우 양방향 Boom 부분에 앞뒤로 모터의 힘이 발생되는 부위이기 때문에 뒤틀림이 발생하지 않도록 카본과 유리섬유를 복합적으로 적층한다.

5.2.4 내부 구조물 제작

날개의 내부 구조 설계는 스파(Spar), 리브(Ribs) 및 탄소 파이프(Carbon Pipes)와 같이 세 가지 주요 구조로 구성된다. 스파는 동체에 대해 스펜 방향으로 연장되는 날개의 주요 구조 부재로서 사용된다. 날개는 윙을 따라 주 하중을 전달하며, 리브는 스파를 따라 연장되는 크로스 피스 구조로 외부 스키니스트링거에서 스파까지 하중을 전달한다. 탄소 파이프는 날개의 주요 하중을 운반 할 때 스파 부분을 지지하기 위해 중앙 주날개와 바깥 주날개에 사용된다. 또한 날개의 연결점을 강화하는 역할도 동시에 수행한다. Fig. 5-19를 보면 중앙 주날개의 내부 모습을 볼 수 있다. 가운데 부분에 FCC 등의 전장 부품이 들어가기 때문에 뒤쪽 탄소 파이프는 절단되어서 설치된다.

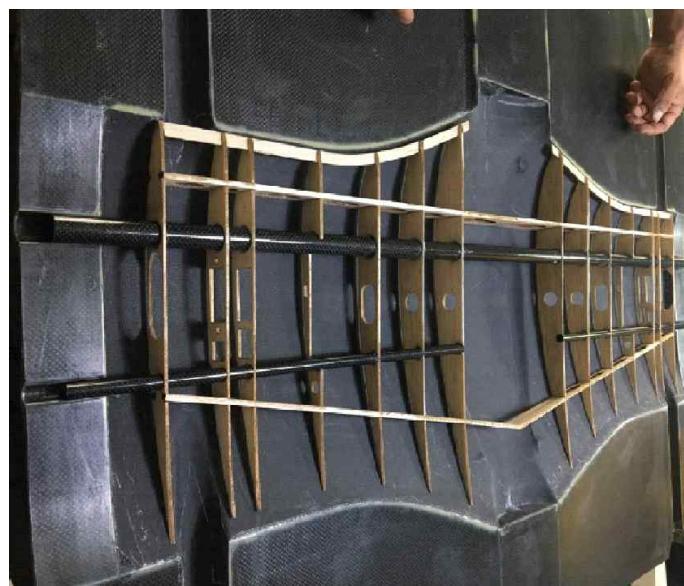


Fig. 5-19 Inner Structures of the Mid-Wing



Fig. 5-20 Inner Structures of the Outer Wing

꼬리 날개의 경우 수직 꼬리 날개부와 수평 꼬리 날개부가 분리 결합되는 구조이다. 결합 구조를 고려하여 스파 및 리브의 위치가 배열되며 모든 날개의 끝 부분은 충격에 의한 파손을 방지하기 위하여 카본으로 스킨부를 제작한다.



Fig. 5-21 Inner Structures of Horizontal and Vertical Tail Wing

5.2.5 시제품 비행체 조립

시제품 비행체의 조립은 Fig. 5-22에서 확인 할 수 있다. 조립을 위해서는 동체부와 날개부가 볼트로 조립되고 무키 타입의 랙치 고리를 이용하여 메인동체부와 꼬리날개부가 결합되고 메인동체부와 전방동체부가 결합된다. 바깥 주날개부의 결합을 위해서 카본 파이프를 슬리브에 꽂고 최종 체결은 슬라이드 랙치 방식을 이용하여서 체결의 안정성을 확보하였다.



Fig. 5-22 Images of FRP First Proto-type

아래의 Fig. 5-23은 시제품 비행체의 실측 무게를 측정한 사진이다. 비행체의 무게는 비행공력특성과 체공시간에 많은 영향을 주기 때문에 요구도 만족 및 무게 컨트롤이 중요한 사항이다. 본 연구를 위해 제작한 시제품 비행체의 무게는 11.7kg으로 요구조건인 12kg 이하를 만족하고 있다.



Fig. 5-23 Total Weight of FRP First Proto-type

VI. 비행시험 결과

본 연구에서는 고정익 날개를 갖은 수직이착륙 무인항공기 또는 소형 크기의 플라잉카의 설계 형상의 최적화를 수행하였다. 이를 통해 시제기를 제작하고 시제기를 실제로 비행하여 비행시험 데이터를 분석하여 비행체의 성능을 평가하게 된다.

본 장에서 보여주는 비행 데이터는 21m/s~34m/s 의 비행 속도와 300m 이내의 비행 고도 내에서 수행된 결과물이며, 규칙적인 Pitch Up/Down을 명령을 전송하여 -10에서 +10도 범위의 Pitch Angle 변화를 보여준다.

2D/3D 비행궤적과 비행속도, 고도, 피치, 롤 및 요 각도 및 제어 표면의 편각까지 비행제어컴퓨터(FCC)에 기록된다.

본 논문에서 고정익 날개를 갖은 하이브리드 형태의 수직이착륙 무인항공기 설계에 대한 주요 연구 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 운용 속도 범위인 21~35 m/s에서 CG를 8 / 8.5 / 9 cm 범위로 변화시켜도 de (Elevator Angle) 의 범위가 크게 변하지 않는다. 따라서 어느 정도의 CG의 변동성이 있어도 안정적인 Pitch 제어가 가능하다.
- (2) 운용 속도 범위에서 dT (Throttle Position) 값은 75%를 넘지 않는 범위로 운용이 가능하다. 즉 추진계 설정이 비행체의 무게를 운용하는데 알맞게 설정되었다.
- (3) 속도가 빨라질수록 Theta 값이 -값에서 +값으로 변하는 것이 일반적이고 본 연구에서 개발된 기체는 34m/s 속도에서 약 -1°~1°도 범위의 값을 보인다.
- (4) 무게 11.7kg에서 엘리베이터를 15도 정도 쳐도 Airspeed 값이 16m/s 이하로 떨어지지 않는다. 즉 엘리베이터를 최대로 올려도 Stall 영역으로 진입하지 않는다.
- (5) 예상되는 Stall Speed는 12~14m/s 이고 운용 속도 범위인 21~34m/s 영역에서는 안전한 비행이 가능하다.

Table 6-1부터 6-3까지는 실제 비행을 통해 얻은 비행 자세 및 속도, 컨트롤 각도 데이터를 확인할 수 있다. 무게중심(CG)를 8.0/8.5/9.0cm 총 3가지로 나눠서 비행 특성을 분석한 결과이다. 무게는 11.4~11.8kg으로 약 400g 정도의 차이를 갖고 속도는 21~34m/s 사이를 2~3m/s 정도의 간격으로 데이터를 획득한다. 가장 큰 특징은 8~9cm 정도의 CG 위치의 변경이 있어도 비행체의 Pitch Angle (Theta) 값이 큰 Elevator Angle 변화가 없어도 안정적으로 컨트롤 할 수 있다는 것이다.

Table 6-1 Flight Data at CG = 9.0cm

W	Q	CL*S	V	Theta	dT	de
114.6	382.8	0.2995	25	-0.3	51.5	-3.5
114.6	446.5	0.2568	27	-1.0	57.8	-3.3
114.6	588.6	0.1948	31	-1.5	65.5	-3.4

W = 무게 (kg * 9.8)

$$Q = \text{동압} = \frac{1}{2} \rho v^2$$

S = 날개 면적 (m^2)

V = 비행 속도 (m/s)

Theta = Pitch Angle (Deg)

dT = Throttle Position (%)

de = Elevator Angle (Deg)

Table 6-2 Flight Data at CG = 8.5cm

W	Q	CL*S	V	Theta	dT	de
117.6	270.1	0.4354	21	-3.93	26.00	-5.04
117.6	270.1	0.4354	21	-0.93	36.35	-5.21
117.6	352.8	0.3333	24	0.35	46.59	-4.79
117.6	352.8	0.3333	24	-0.76	43.60	-4.65
117.6	352.8	0.3333	24	-0.58	44.60	-4.57
117.6	352.8	0.3333	24	-3.21	40.70	-4.78
117.6	446.5	0.2634	27	-3.75	47.55	-4.25
117.6	446.5	0.2634	27	-3.93	46.90	-4.24
117.6	551.3	0.2133	30	-2.69	55.28	-3.98
117.6	551.3	0.2133	30	0.02	62.27	-4.06
117.6	551.3	0.2133	30	1.06	66.70	-4.24
117.6	667.0	0.1763	33	1.14	72.40	-4.14
117.6	667.0	0.1763	33	-1.80	70.19	-3.99
117.6	667.0	0.1763	33	0.89	73.00	-4.16

Table 6-3 Flight Data at CG = 8.0cm

W	Q	CL*S	V	Theta	dT	de
118.58	382.8	0.3098	25	1.56	52.70	-5.59
118.58	480.2	0.2469	28	0.60	61.00	-5.40
118.58	382.8	0.3098	25	0.70	51.80	-5.60
118.58	480.2	0.2469	28	-0.37	59.00	-5.40
118.58	588.6	0.2015	31	-2.30	64.70	-5.30
118.58	708.1	0.1675	34	-1.90	75.40	-5.38

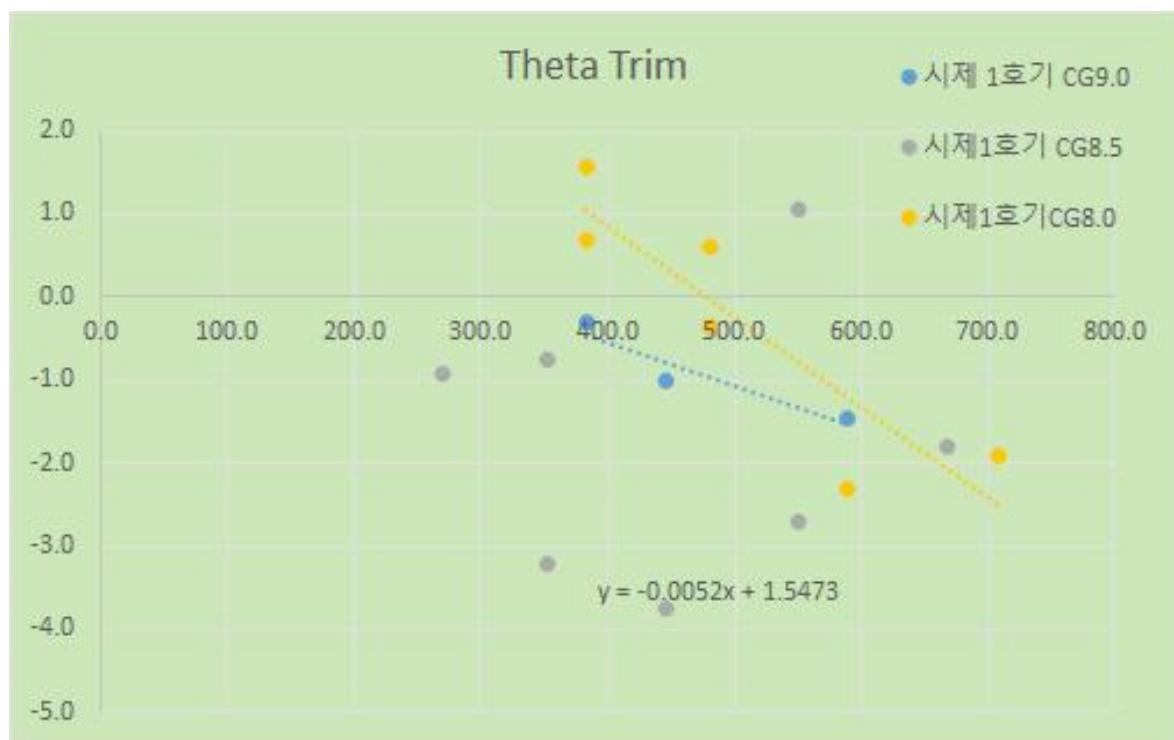


Fig. 6-1 Angle of Attack at Trim

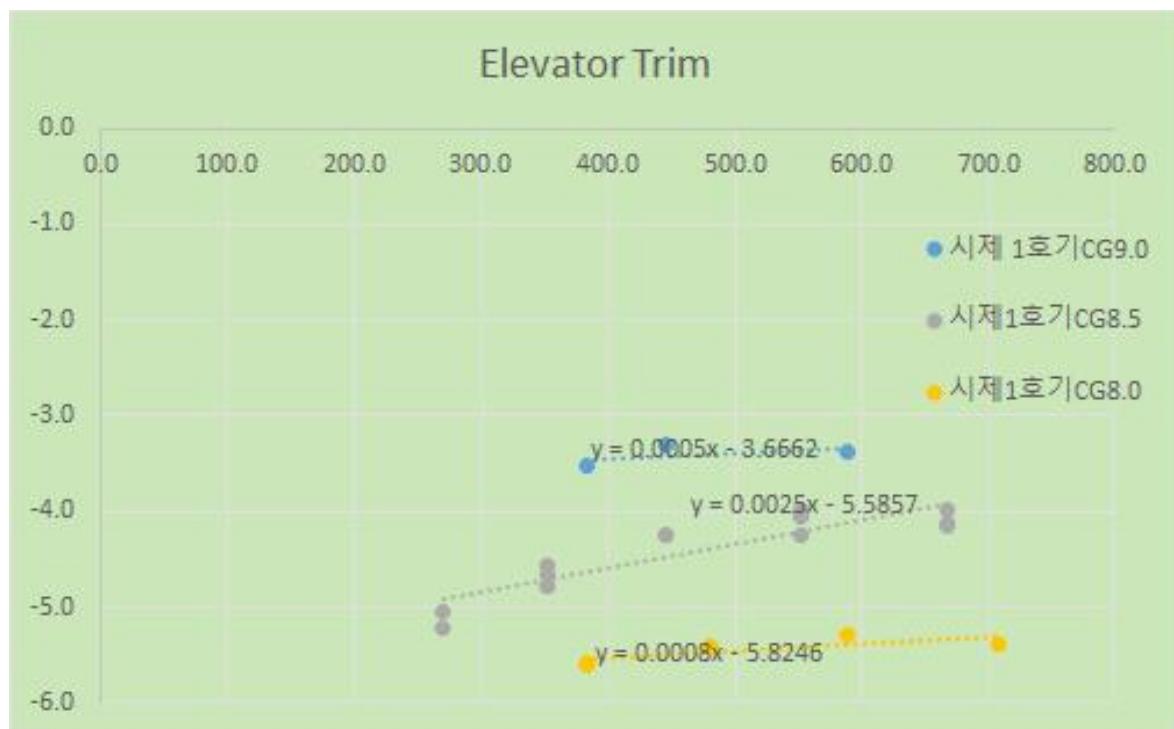


Fig. 6-2 Elevator Deflection Angle at Trim

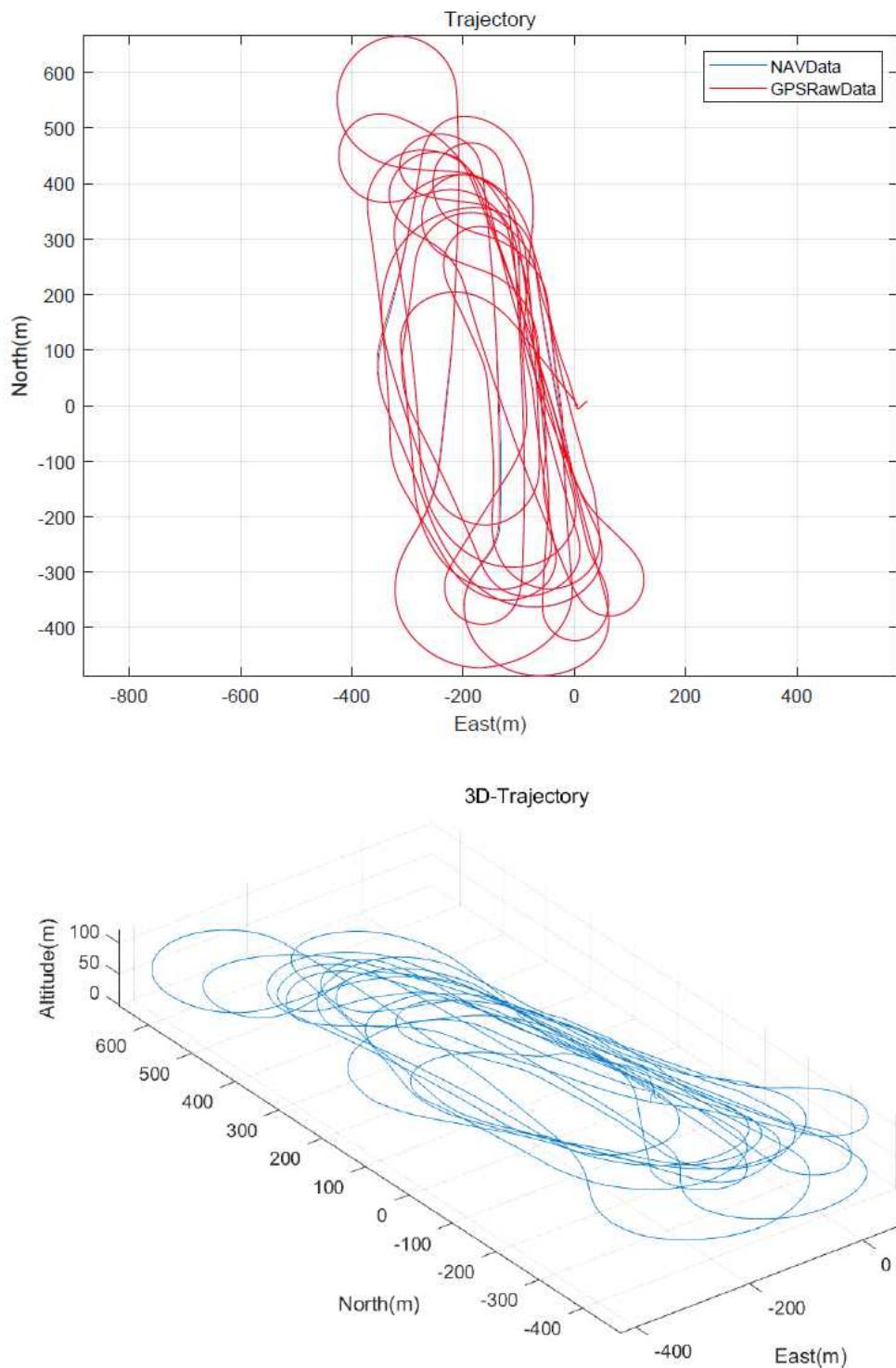


Fig. 6-3 Flight Trajectory

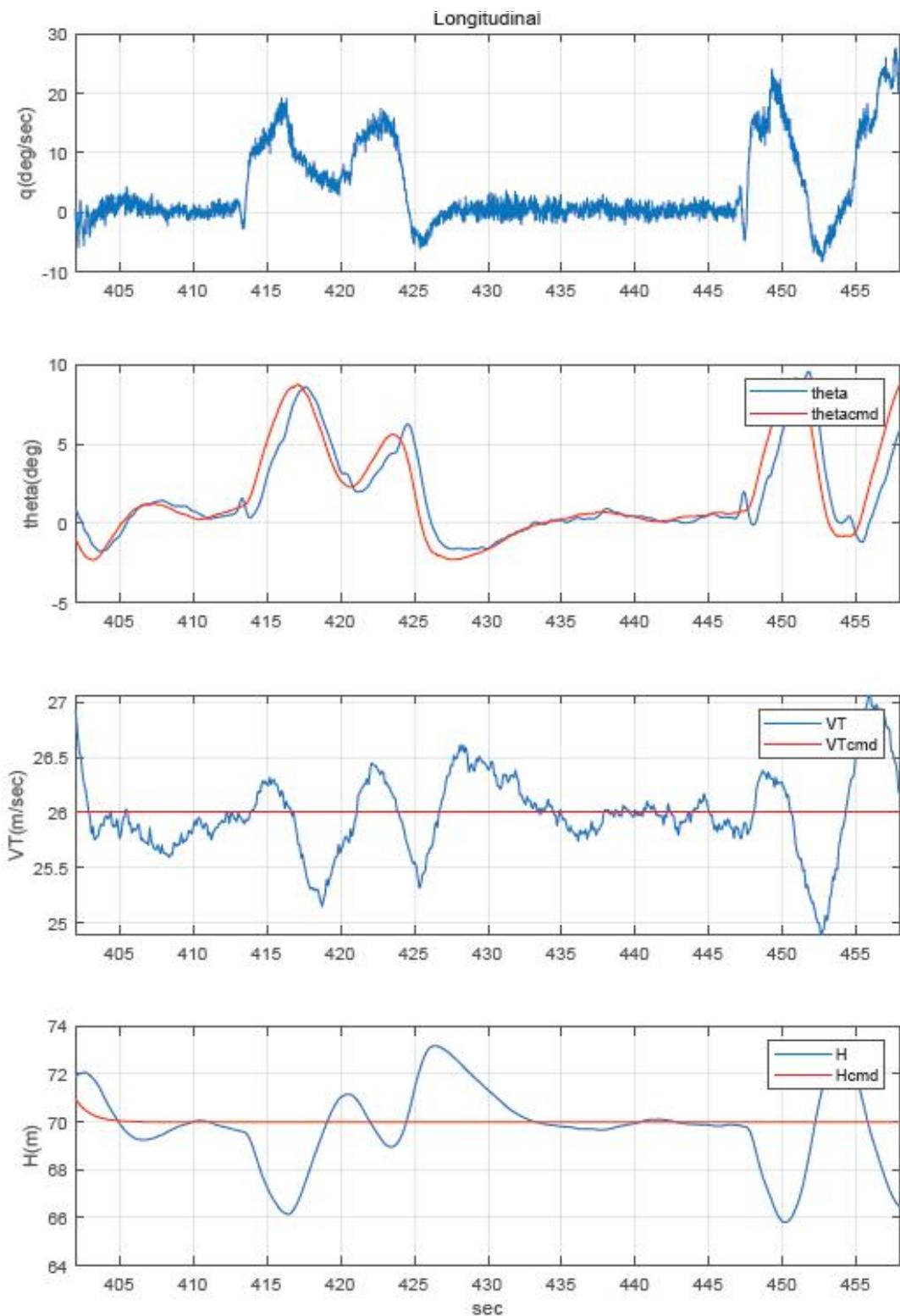


Fig. 6-4 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 21m/s Flight Test

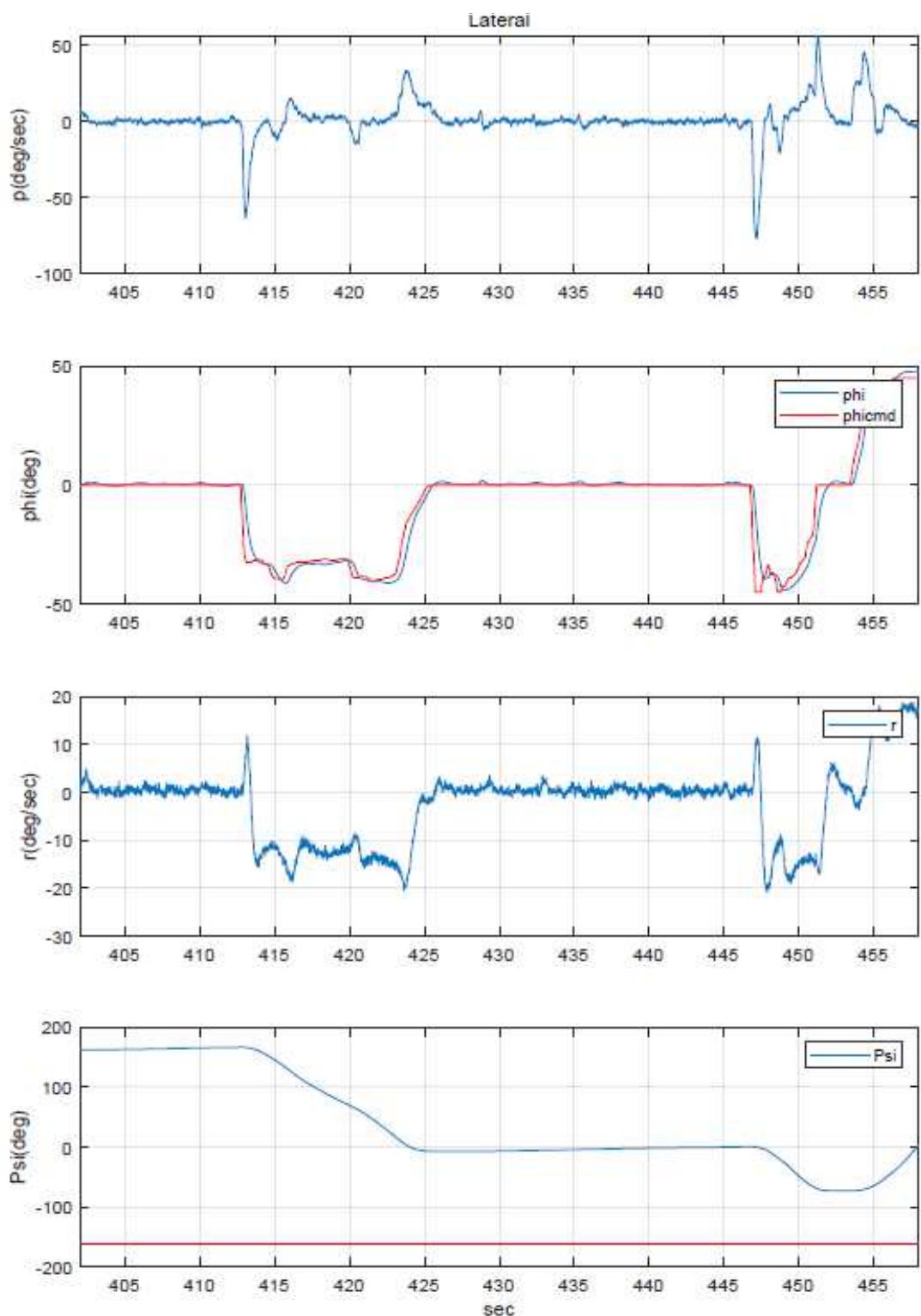


Fig. 6-5 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 21m/s Flight Test

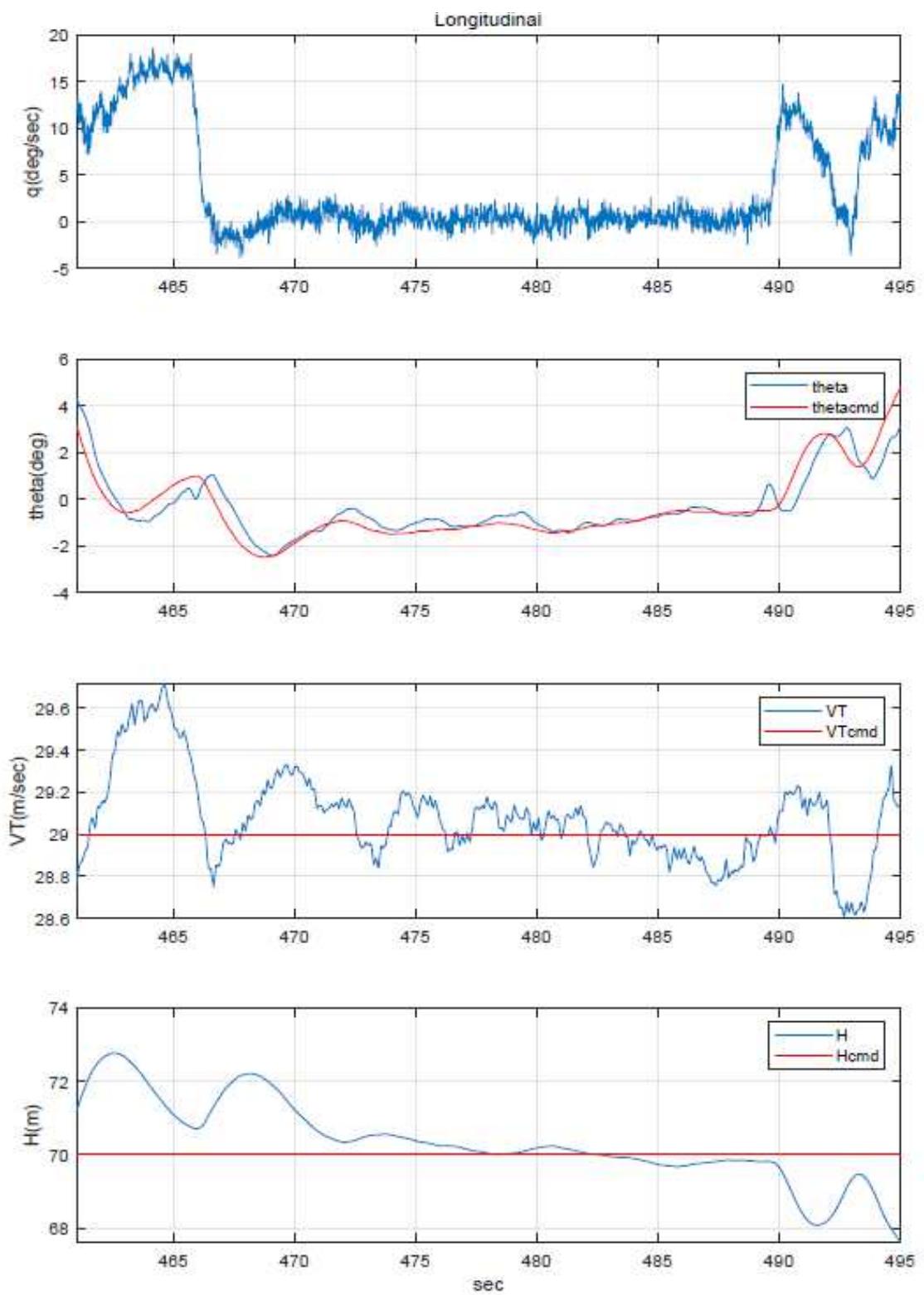


Fig. 6-6 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 24m/s Flight Test

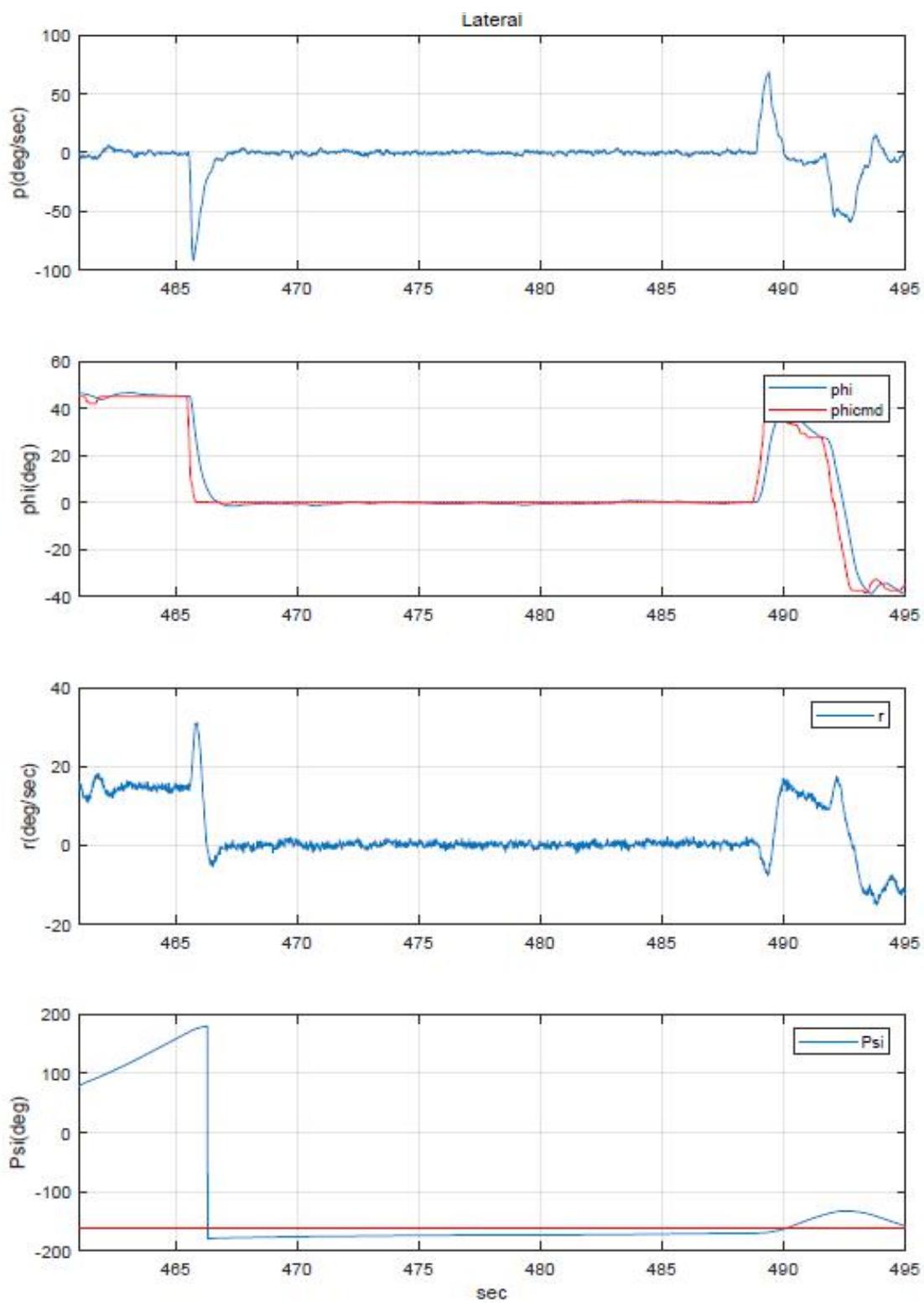


Fig. 6-7 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 24m/s Flight Test

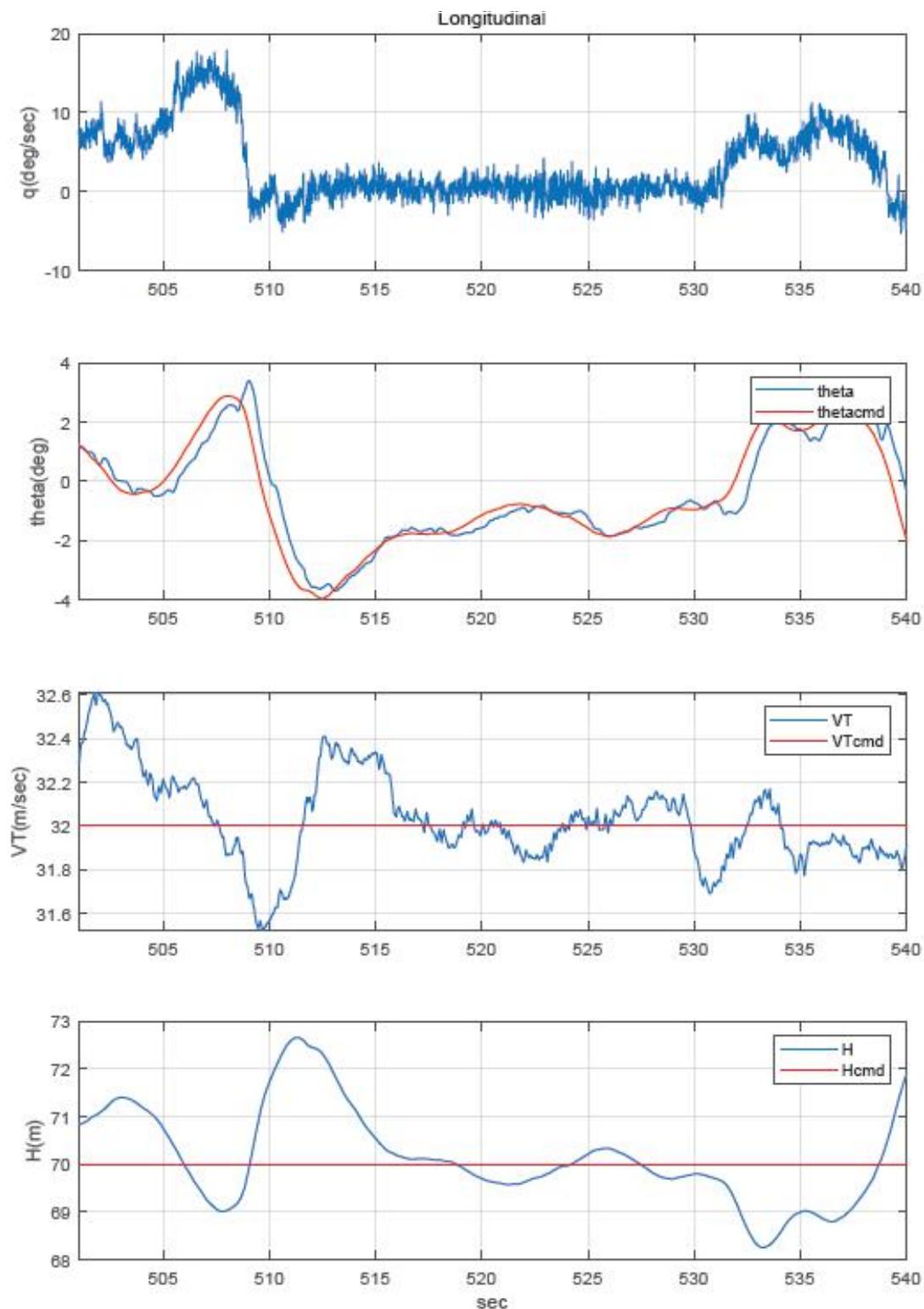


Fig. 6-8 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 27m/s Flight Test

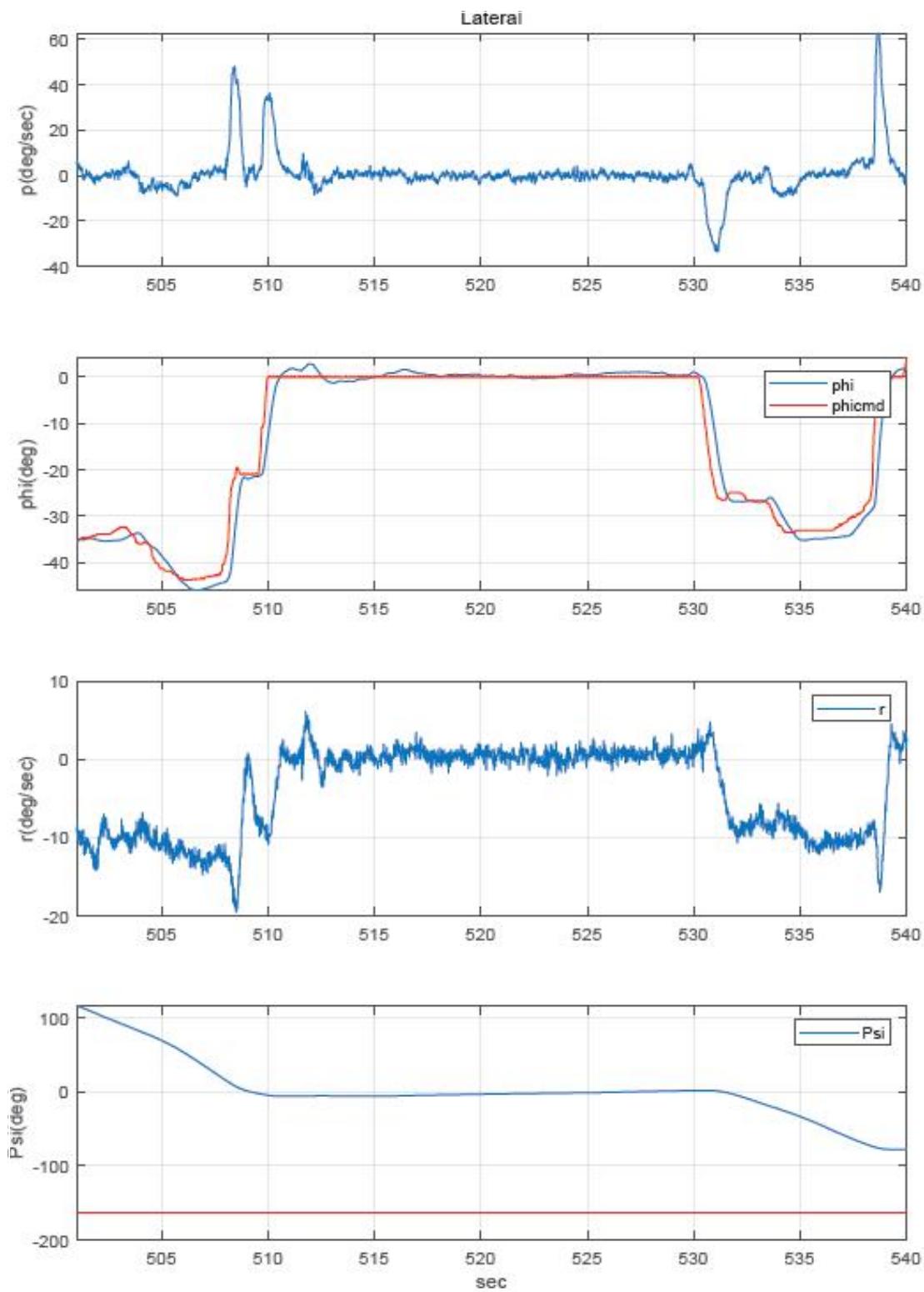


Fig. 6-9 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 27m/s Flight Test

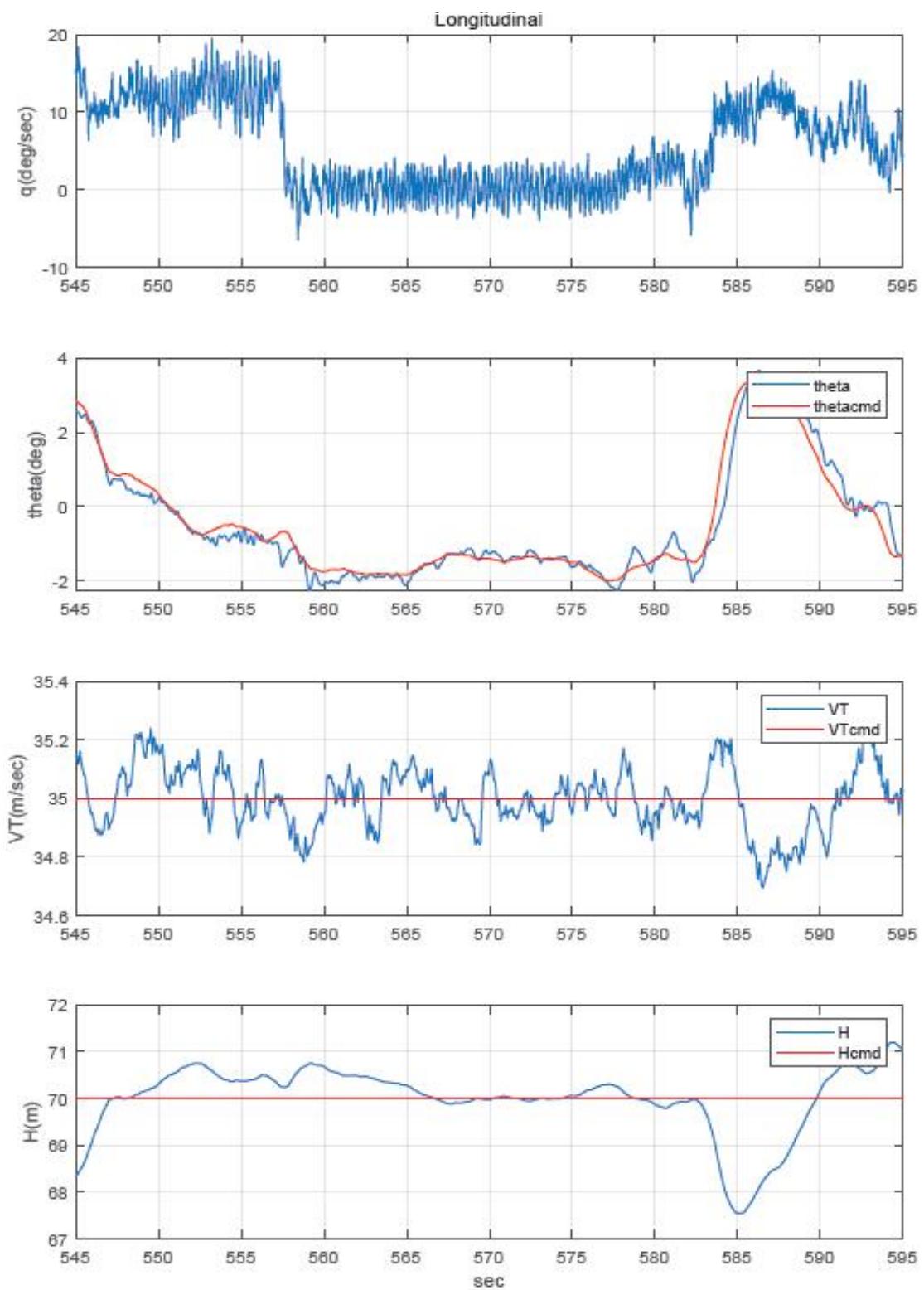


Fig. 6-10 Pitch Rate(q), Pitch Angle, Flight Speed, Altitude at 30m/s Flight Test

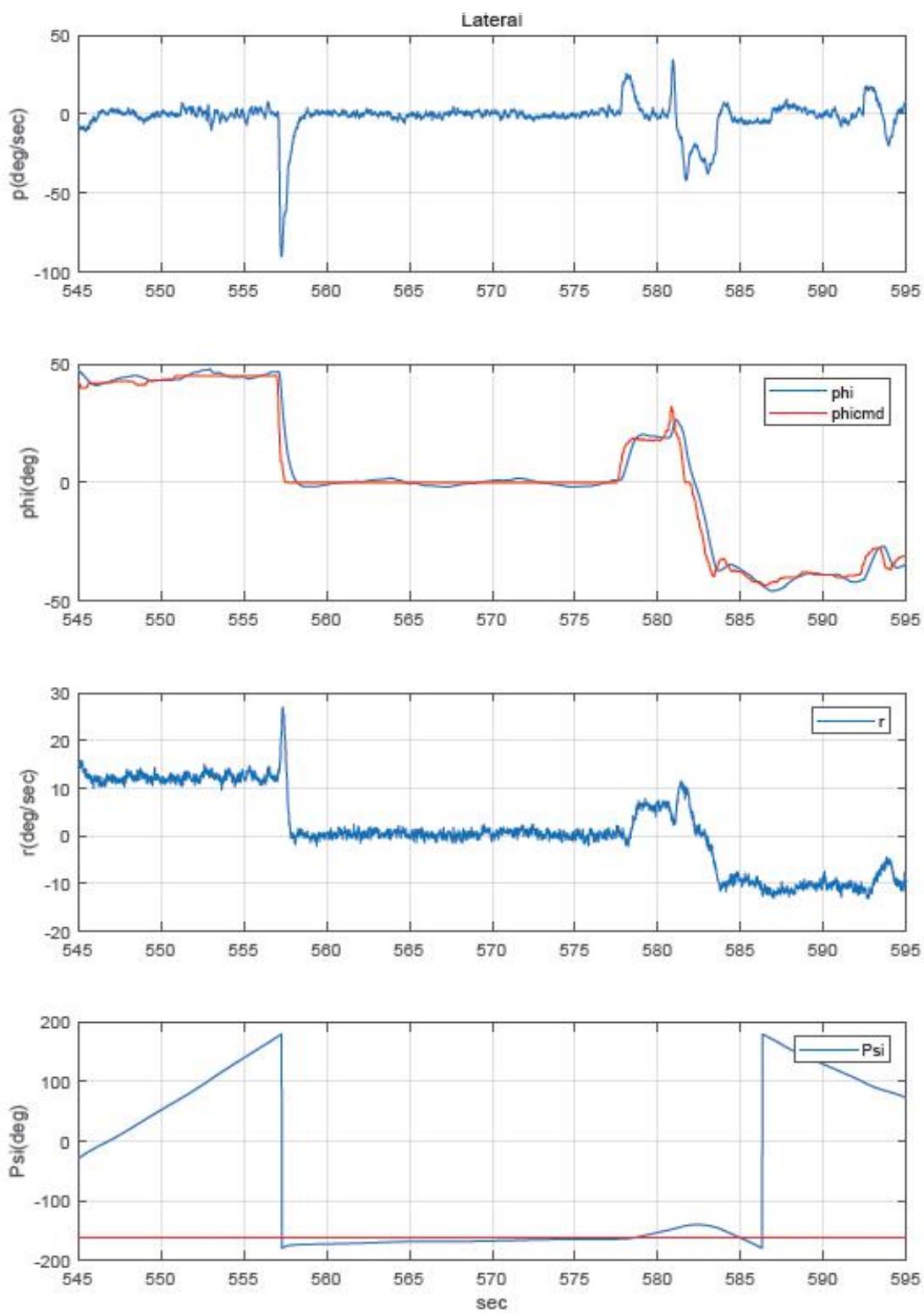


Fig. 6-11 Roll Rate(p), Roll Angle, Yaw Rate(r), Yaw Angle at 30m/s Flight Test

VII. 결론

본 연구의 주요 목적은 플라잉카(PAV)의 기본 기술을 획득하기 위해 그 전단계로 하이브리드 VTOL (수직 이륙 및 착륙) 무인항공기를 개발하는 것이다.

2.6m 날개길이 프로토 타입 하이브리드 VTOL UAV의 설계 및 개발은 기존 2.2m 날개길이 하이브리드 VTOL UAV의 설계를 기준으로 수행되었다. 약 2.6m 날개길이 규모의 하이브리드 VTOL UAV가 프로젝트의 내구성 및 페이로드 요구 사항을 충족 할 것으로 추정된다. 기체의 중량 추정은 기존 제조 데이터를 기반으로 수행 되였다. 추진 시스템은 10kg의 UAV의 추정 이륙 중량을 지원하도록 설계되었다. SG 6043 에어 포일은 높은 리프트 계수 CL, 높은 리프트-드래그 비율, 낮은 어택 각도 및 스톤 각도에서 CL/CD로 인해 날개 에어 포일로 선택되었다.

착륙 시 기체의 하부 표면과 모터 사이에 충분한 여유 공간을 확보 할 수 있도록 하이윙 구성을 선택했으며, 가장 가벼운 무게로 적절한 안정성과 제어를 제공하고 구조적으로 강하기 때문에 기존의 테일 구성을 선택했다. 날개 평면형 설계는 종횡비 AR = 10으로 수행되어 높은 종횡비로 인한 더 낮은 항력 및 증가된 중량의 이점을 균형 있게 맞추었다. 날개 모양은 타원형 날개 평면 형태에 근접하도록 설계되었다. 종방향 정적 안정성 분석은 DATCOM에 의해 수행되었다. 항공기의 목표 무게 중심, CG 값은 먼저 중립점을 찾아서 결정한다. 여기서 CG 값은 모든 알파에 대해 $C_m = 0$ 을 제공한 다음 정적마진 17.1%를 사용했다. 2.6m 날개길이의 무인항공기의 목표 CG 값을 결정하기 위한 2.2m 날개길이 하이브리드 VTOL UAV에서 계산된 목표 CG를 항공기의 CG 값으로 설정하여 안정성 분석을 다시 수행했다. 분석 결과, $CL = 0$, C_{m_0} 인 알파에서의 C_m 값은 양수 값이며 항공기가 사용 가능한 리프트에서 트림되었음을 알 수 있다.

본 연구를 통해 개발된 2.6m 고정익 수직이착륙 무인항공기의 설계 기초 기술은 향후 다양한 형태로 개발이 진행되고 있는 플라잉카 설계의 기반 기술로 활용 할 수 있을 것으로 보인다. 특히 털팅 매커니즘의 디자인 컨셉과 제어 기술의 반영을 통해 가장 효율적인 플라잉카 설계를 진행하는데 도움을 줄 것으로 보인다.

참고문헌

1. Raymer P. Daniel., “Aircraft Design : A Conceptual Approach”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., PP. 54-55, 2016.
2. Lance W. Traub, “Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft”, Journal of Aircraft, Vol.48, No.2, PP. 703-707, 2011.
3. Egbert Torenbeek, “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Springer Science + Media Business, B.V., PP. 368-370, 1988.
4. Center of Gravity, Glenn Research Center, Assessed on 10 November, 2019,
Retrieved from “<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/acg.html>”
5. “The USAF Stability and Control DATCOM Volume 1 Users Manual” McDonnell Douglas Aeronautics Company., PP.33-45, 1999.
6. Robert C. Nelson, “Aircraft Stability and Automatic Control”, McGraw-Hill, Second Edition, PP.17-29, 1998.
7. Michael V. Cook, BSc, MSc, CEng, FRAeS, CMath, FIMA in Flight Dynamics Principles (Third Edition), 2013.
8. Anderson, John D., Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, 1999.
9. Airfoil Database, Retrieved in November 2019, “<http://airfoiltools.com>”
10. Vacuum Bagging Wet Lay-up Method, Retrieved in November 2019,
“<http://www.kutec.at/vakuum.html>”

고정의 날개를 갖은 수직이착륙 무인항공기/플라잉카의 설계 해석 연구

민 경 무

경남과학기술대학교 일반대학원 자동차공학과

(지도교수 김봉환)

도시와 도시 그리고 국가와 국가를 이동하는 인구가 급속히 늘어나고 있는 상황에서 인류는 어떻게 하면 빠르고 안전하게 이동 할 수 있는지 그 해법을 찾기 위해 노력하고 있다. 현재 가장 빠른 이동수단은 항공기이지만 공항을 통한 이동이 필요하고 늘어나는 항공기 때문에 정확한 시간 내에 도착하기 어렵다. 또한 공항에서 최종목적지로 이동하는 시간에 의해서 이동시간을 증대시키는 상황이다. 최근 이러한 문제를 해결하기 위해서 자동차 및 항공 회사들의 협조시엄을 통해 플라잉카 개발을 진행하고 있고 소규모 인원의 빠른 이동수단으로 기존 이동플랫폼을 대체할 가능성이 높아지고 있다. 다만 플라잉카를 개발하기 위해서는 제도적인 부분과 높은 투자비용을 해결해야 되기 때문에 다양한 회사가 무인항공기를 통하여 기반 기술을 구축하기 위해 노력하고 있다.

이러한 상황을 비추어 본 연구논문에서는 컨벤셔널한 비행체 형태를 기반으로 주익 날개 전방부에 좌우 텔팅 매커니즘을 장착하여 수직 이착륙과 전진 비행의

최적화 형상을 제시하고 성능 분석에 목적을 두었다. 이를 검증하기 위하여 공력해석을 통하여 비행체의 성능을 평가하여 최적 설계를 실시하였으며 구조해석을 통해 틸팅 매커니즘의 구조 안정성을 검토하였다. 또한 유동해석 및 구조해석 결과를 바탕으로 시제품을 제작하여 실제 비행 성능 실험을 통해 그 효과와 성능에 대해서 연구하였다.

해석프로그램과 실제 비행 시험을 통하여 얻은 결과는, SG 6043 Airfoil과 Aspect Ratio는 10.2 그리고 Static Margin은 17.1%를 갖고 고정익과 멀티콥터 형상을 병합하여 최적의 성능을 나타내는 고정익 수직이착륙 무인항공기 형상을 도출 할 수 있었다.

이러한 결과를 통하여 더 많은 무게가 나가는 플라잉카의 개발의 기초 자료로 활용할 수 있고 비행제어 안정성을 높일 수 있는 기반 기술이 될 수 있다.

향후 전제계적으로 엄청나게 증대될 플라잉카 사업 분야에 고정익 수직이착륙 무인기의 핵심 기술인 틸팅 매커니즘과 천이비행 알고리즘 그리고 구조적 특성의 지속적인 연구가 계속된다면 보다 빠른 시기에 플라잉카 상용화에 이바지 할 수 있을 것으로 기대된다.

ABSTRACT

A Study of Design Analysis
to Develop UAV/Flying CAR with Fixed Wing

Min Kyoung Moo

Department of Automotive Engineering
Graduate School
Gyeongnam National University of
Science and Technology

Jinju, Korea

(Supervised by Professor Kim Bong Hwan)

As the human population moving from city to city and from nation to nation is growing rapidly, mankind is trying to find solutions for fast and safe traveling. Although the current fastest mode of transportation is by air, it is difficult to arrive on time because of the need to travel through airports and the growing number of aircraft. In addition, the transportation time to the final destination from the airport lengthens up the total travel time. In order to solve these problems, the development of a flying car through a consortium of automobile and aviation companies is progressing recently, and the possibility of replacing the existing transportation platform with this rapid mode of transportation for small

number of passengers is increasing. However, in order to develop a flying car, it is necessary to solve the institutional issues and high investment cost. Therefore, various companies are trying to establish the base technology through the unmanned aerial vehicle.

In view of this situation, this study aims to suggest the optimum shape and performance analysis for a VTOL (vertical take-off and landing) and forward flight aircraft based on a conventional aircraft design by mounting left and right tilting mechanism on the front of its main wing. In order to verify this, the performance of the aircraft was evaluated through aerodynamic analysis and the optimum design was carried out. The structural safety of the tilting mechanism was investigated through structural analysis. Also, based on the results of stability analysis and structural analysis, a prototype was manufactured and its efficiency and performance were studied through actual flight performance test.

The results obtained through the analysis program and the real flight test show that the vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle that has the optimum performance can be achieved through SG 6043 airfoil, aspect ratio of 10.2 and the static margin of 17.1% by merging fixed -wing and multi-copter configuration.

The results of this study can be used as the basis for the development of flying car with higher weight and it can be the foundation technology to improve flight control stability.

As the flying car business will increase tremendously in the future, it is expected that the continuous study of the tilting mechanism, the transition flight algorithm, and the structural characteristics, which are the core technologies of the fixed-wing vertical take-off and landing aircraft will contribute to the commercialization of the flying car.

* A thesis submitted to the Committee of the Graduate School, Gyeongnam National University of Science and Technology in partial fulfillment of the requirements for degree of Doctor of Engineering in February 2020.

감사의 글

본 박사논문은 무인항공기 개발을 통하여 쌓은 기술을 바탕으로 작성되었고 혼자 만들어서 진행한 사항이 아니라 많은 분들의 도움과 협조를 통해서 완성될 수 있었습니다. 개인적으로 감사한 분들이 너무 많습니다. 가장 먼저 오랜 기간 동안 내 옆에서 항상 나를 믿어주고 격려 해주는 사랑스런 나의 아내(이현란)과 바쁜 아빠를 이해해주고 잘 자라고 있는 나의 아들(민태원)에게 고마움을 느낍니다. 나를 있게 해주시고 항상 잘되기를 바래주시는 아버지(민은기), 어머니(이승교) 그리고 항상 관심 갖고 챙겨주는 누나(민근정), 자형(신민철)님께도 감사함을 전합니다. 본 대학원에 입학하여 학업을 진행할 수 있도록 지원해주시고 많은 부분을 가르쳐 주시고 격려해주시는 장인어른(이창우), 장모님(한수희)님께 또한 감사함을 전합니다.

가족 분들 이외에도 무인항공기를 개발하고 제작/시험비행을 함께 해준 많은 분들에게 감사함을 전합니다.

가장 먼저 바쁜 와중에도 본 박사논문을 함께 준비해준 ‘앨리’ 님에게 큰 감사함을 전합니다. 그리고 비행체를 제작해주시고 문제가 생길 때마다 항상 앞서 해결해주시는 ‘장진한’ 님과 비행시험을 통해 데이터를 획득할 수 있도록 지원해주신 ‘김병수’, ‘이인석’, ‘백한영’, ‘최성환’, ‘임배현’ 님께도 큰 감사함을 느낍니다. 그리고 부족한 팀장을 믿어주고 변함없이 따라 와주는 우리 연구개발팀원(‘손지현’, ‘이준우’, ‘박근우’, ‘임형석’, ‘박인영’, ‘김유락’)에게도 감사함을 전합니다.

마지막으로 박사과정을 진행할 수 있도록 도와주신 ‘김태규’ 교수님과 학업과 회사 일을 병행해야 되는 상황을 잘 이해해주시고 항상 배려해주시고 본 논문이 나올 수 있도록 지도편달 해주신 지도교수 ‘김봉환’ 교수님께 진심으로 감사함을 전합니다.

본 논문을 통하여 무인항공기 또는 플라잉카를 개발하거나 공부하고 있는 분들에게 작게나마 도움이 되길 바라는 마음으로 감사의 글을 마무리 합니다.