

공력 향상과 RCS 감소를 고려한 무인 전투기의 형상 최적설계

조영민,¹ 최성임^{*2}

¹한국과학기술원 항공우주공학전공

²한국과학기술원 항공우주공학전공 및 조천식 녹색교통대학원

SHAPE OPTIMIZATION OF UCAV FOR AERODYNAMIC PERFORMANCE IMPROVEMENT AND RADAR CROSS SECTION REDUCTION

Y.M. Jo¹ and S.I. Choi^{*2}

¹Aerospace Engineering, KAIST

²Aerospace Engineering & Cho Chun Sik Graduate School for Green Transportation

Nowadays, Unmanned Combat Air Vehicle(UCAV) has become an important aircraft system for the national defense. For its efficiency and survivability, shape optimization of UCAV is an essential part of its design process. In this paper, shape optimization of UCAV was processed for aerodynamic performance improvement and Radar Cross Section(RCS) reduction using Multi Objective Genetic Algorithm(MOGA). Lift and induced drag, friction drag, RCS were calculated using panel method, boundary layer theory, Physical Optics(PO) approximation respectively. In particular, calculation applied Radar Absorbing Material(RAM) was performed for the additional RCS reduction. Results are indicated that shape optimization is performed well for improving aerodynamic performance, reducing RCS. Further study will be performed with higher fidelity tools and consider other design segments including structure.

Key Words : UCAV, Optimization, Genetic Algorithm, Panel Method, RCS, RAM, Physical Optics(PO) Approximation

1. 서 론

UAV(Unmanned Air Vehicle: 무인항공기)는 파일럿 없이 원격 조종 또는 조종 자동화가 적용된 항공기를 말한다. 조종석 및 조종 메커니즘의 간략화로 항공기의 크기를 줄이거나 구조적 공간 확보에 유리한 장점이 있다. 무엇보다 사고로 인한 파일럿의 손실이 없다는 것이 최대의 장점으로 꼽힌다.

이러한 UAV는 초기에 유도무기나 발사체의 표적으로 활용되어 왔다. 1991년 발생한 걸프전(Gulf War)에서 미국측 UAV의 두드러진 활약은, 무인항공기의 군사적 효용성을 부각시켰고, 전 세계적인 이목을 받았으며, 다양한 분야로의 효용성을 확장하는 기폭제 역할을 했다. 또한, 민수분야로의 효용성 또한 인정받아, 농약살포, 항공촬영 등의 용도로 활용되

고 있으며, 전반적인 시장규모는 날로 증대하고 있다.

UCAV(Unmanned Combat Air Vehicle: 무인전투기)는 UAV의 정찰 및 감시 목적을 확장하여, 위협성이 산재해 있는 전장에서의 목표 타격으로 개념 전환한 항공기를 말한다. 따라서 기존의 UAV에 비해 높은 생존성(Survivability)을 가져야 하며, 이를 위해 뛰어난 피탐지 능력(Low Observability)을 가져야 한다. UCAV의 피탐지 능력을 향상시키기 위해 대표적으로 레이더 단면적(Radar Cross Section: RCS) 감소 기술과 적외선 복사(Infrared Radiation: IR) 저감 기술이 적용된다.

본 연구에서는 피탐지 능력 향상을 위한 레이더 흡수체(Radar Absorbing Material: RAM)가 적용된 레이더 단면적 감소와, 공력향상을 고려한 형상 최적설계를 진행하도록 한다.

2. 형상 설계

2.1 참조 디자인(Reference Design): Boeing X-45C

현대의 스텔스기는 록히드(Lockheed)사의 F-117 Night-Hawk

Received: March 15, 2012, Revised: November 9, 2012,
Accepted: November 12, 2012.

* Corresponding author, E-mail: schoi1@kaist.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2012.17.4.056>

© KSCFE 2012



Fig. 1 Boeing X-45C

나 노스롭 그루먼(Northrop Grumman)사의 B2 Spirit과 같이 전반적으로 동체가 삼각 형상인 경우가 많다. 일반적으로 삼각 형상은 입사된 레이더 에너지를 산란시키는 최적의 형상으로 알려져 있다. 또한 추가적으로 높은 공력특성을 가지기 위해 전익기(Flying-wing) 형상을 가지기도 한다.

보잉(Boeing)사의 X-45C는 2002년에 첫 비행을 마친 X-45A의 개량형이며, Fig. 1과 같이 삼각 형상에 전익기 형상을 띄고 있다. 이 두 가지 특성을 가지는 X-45C를 본 연구의 참조 디자인 항공기로 선정하기로 하였다.

2.2 설계변수 (Design Parameters)

위 X-45C의 형상을 참고하여 기본 설계변수를 도출하였다. 이에 기반하여 하나의 Root섹션과 두 개의 Break섹션, 하나의 Tip섹션을 가진 형상을 도출 하였다. 각 단면에서의 에어포일은, Root섹션과 Break1섹션은 NACA 67,1-015로, Break2섹션과 Tip섹션은 NACA 66-008로 선정하였다.[1,2,3] Root섹션을 제외한 세 개의 섹션은 각각 비틀림각(Twist Angle)과 후퇴각(Sweep Angle), 시위길이(Chord Length)를 변수로 가지며

Table 1 Design Parameters

Variable X(i)	Note
X(1)	Aspect Ratio (AR)
X(2)	sweep angle from the Root section L.E
X(3)	sweep angle from the Break1 section L.E
X(4)	sweep angle from the Break2 section L.E
X(5)	Root airfoil thickness
X(6)	Break1 airfoil thickness
X(7)	Break2 airfoil thickness
X(8)	Tip airfoil thickness
X(9)	Break1 twist angle
X(10)	Break2 twist angle
X(11)	Tip twist angle
X(12)	Break1 to Root chord length ratio
X(13)	Break2 to Break1 chord length ratio
X(14)	Tip chord length
X(15)	Break1 to half wing span location ratio
X(16)	Break2 to half wing span location ratio

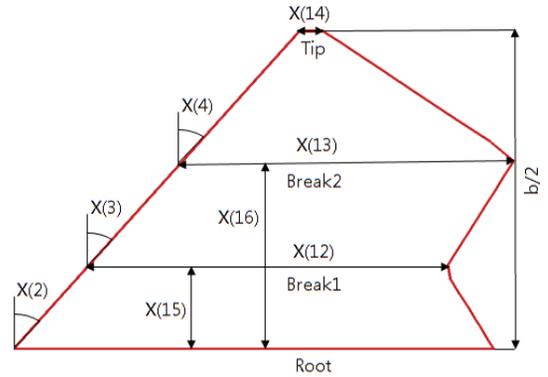


Fig. 2 Design Variables with above View

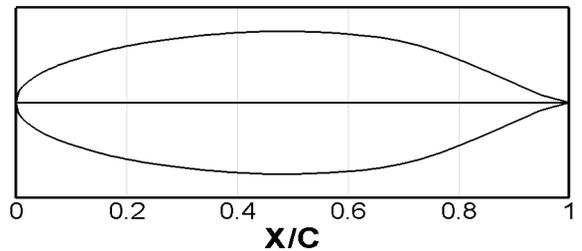


Fig. 3 NACA 67,1-015 on Root & Break1 Section

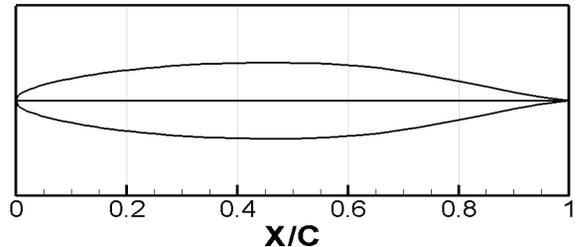


Fig. 4 NACA 66-008 on Break2 & Tip Section

Break1 섹션과 Break2 섹션의 위치를 포함하여 총 16개의 설계 변수를 갖는다. 참조 면적(Reference Area)은 일정하게 유지되며, 날개 길이와 root 섹션의 시위길이는 가로세로비에 의해 결정된다.

다음 Table 1에 각 설계변수를 자세하게 설명하였고, Fig. 2에 도식화 하여 표현하였다. 또한, Fig. 3과 4에 NACA 67,1-015와 NACA 66-008 에어포일 단면을 도시하였다.

2.3 형상 도출 프로그램 (Aerosurf)

Aerosurf는 항공기 형상을 설계변수를 이용하여 도출하는 캐드(CAD) 기반의 프로그램이다. Aerosurf는 최대 108개의 설

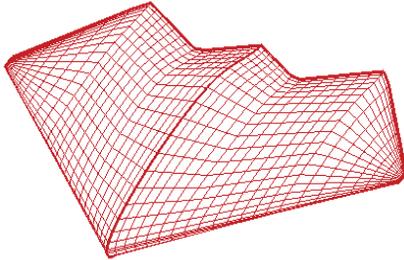


Fig. 5 Generated Panels on the UCAV Surfaces

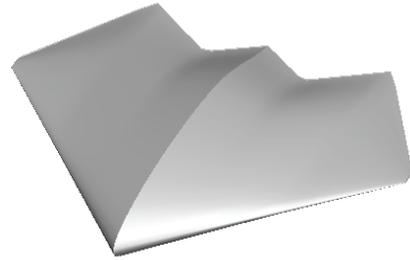


Fig. 6 Initial Design of UCAV

계변수를 가질 수 있으며, 이에 기반하여 항공기 형상을 도출하기 위한 점, 선과 패널법(Panel Method)을 위한 표면 패치(Surface Patch)를 자동으로 생성한다[4]. Fig. 5에서 UCAV 표면에 생성된 패널을 확인할 수 있다.

2.4 초기형상 (Initial Design)

위의 X-45C의 형상을 참고하여, 다음과 같은 UCAV 초기형상을 임의 도출하였다. 초기 변수값은 Table 2에 나타내었으며, 초기형상은 Fig. 6과 같다.

3. 분석틀 (Analysis Tools)

3.1 최적화 틀 : 다목적 유전 알고리즘(Multi-Objective Genetic Algorithm)

유전 알고리즘(Genetic Algorithm)은 변이(Mutation), 교차(Cross) 등 생물학적 유전을 모방한 연산 알고리즘이다. 기본적으로 비구배(Gradient-free)법에 기반하나, 주어진 변수 영역 내의 전역(Global) 최적화 기법으로, 상대적으로 구배(Gradient-based)법에 비해 최적점까지 도달하는 데 오랜 시간이 걸리지만, 전역 최적점(Global Optimum)을 찾을 확률이 더 높다.

본 연구에서는 다목적 유전 알고리즘(Multi Objective Genetic Algorithm: MOGA)을 이용한다[5,6,7,8]. MOGA는 파레토 최적(Pareto Optimum)법에 기반하여, 복수의 목적함수(Object

Function)에 대해 최적화가 가능한 알고리즘이다.

3.2 패널법 (Panel Method: PAN-AIR)

현대의 컴퓨터 발전에 힘입어, 많은 유동 계산에서 고정확도를 위한 N-S방정식(Navier-Stokes Equation) 계산 등의 고차원(Hi-fidelity) 계산을 추구한다. 하지만, 고차원 계산법은 많은 시간이 소요되고, 계산비용이 높다. 이러한 이유로, 패널법 등의 상대적으로 중차원(Mid-fidelity) 계산법 또한 여전히 널리 사용되고 있다.

본 연구에서는, 계산의 신속성과 계산비용의 절감을 위해 패널법을 이용하여 유동계산을 수행하였다. PAN-AIR[9]는 보잉사가 제작한 유동 계산 프로그램으로, 선형화된 포텐셜 유동(Linearized Potential Flow) 문제에 기반한 고차정확도 패널법(Higher-order Panel Method)을 이용하였으며 압력계수, 모멘트계수 이외에 질량플럭스나 속도요소 등을 계산할 수 있다. 하지만, 표면 마찰효과를 고려하지 않으므로, 표면 마찰효과에 대한 추가적인 계산이 필요하다.

3.3 오일러 방정식 해석법 (SU2)

패널법과 같은 중차원 해석법은 특정 유동범위 내에서는 상당히 정확한 결과를 도출하나, 높은 받음각 등의 상대적으로 복잡한 유동에서는 정확성을 신뢰할 수 없다. 따라서 패널법의 해석결과에 대해, 고차원(Hi-fidelity) 해석을 통한 계산 신뢰성 검증이 필수적이다. 본 연구에서는 상대적으로 해석하기 용이하고, 고차원 해석을 위해 오일러 방정식(Euler Equation) 해석법을 사용 하였으며, 이를 위한 해석자(Solver)는 SU2(Stanford University Unstructured)를 이용하였다. SU2는 Stanford 대학교에서 개발한 C++ 기반의 해석자로, 비정렬(Unstructured) 격자 및 셀중심(Cell-centered) 기반의 해석자이다. 2차원 및 3차원 유동을 해석할 수 있고, 기본적으로 압축성 유동 기반이나, 전조건(Pre-conditioning)을 이용하여 비압축성 유동도 계산할 수 있다. 또한 오일러 방정식 뿐만 아니라 포텐셜(Potential) 방정식과 N-S 방정식을 포함한 다양한 유동 방정식을 계산할 수 있다.

Table 2 Initial Variables

Variable X(i)	Value	Variable X(i)	Value
X(1)	2.0	X(9)	0.0
X(2)	45.0	X(10)	0.0
X(3)	45.0	X(11)	0.0
X(4)	45.0	X(12)	0.75
X(5)	0.21	X(13)	0.9
X(6)	0.19	X(14)	0.05
X(7)	0.10	X(15)	0.25
X(8)	0.08	X(16)	0.6

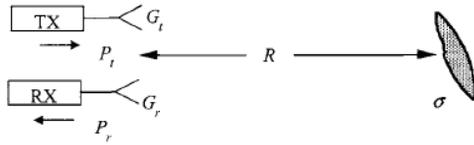


Fig. 7 Mono-static Radar System

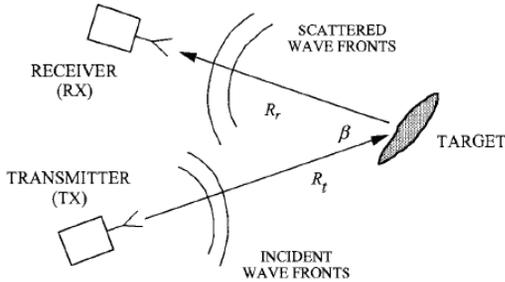


Fig. 8 Bi-static Radar System

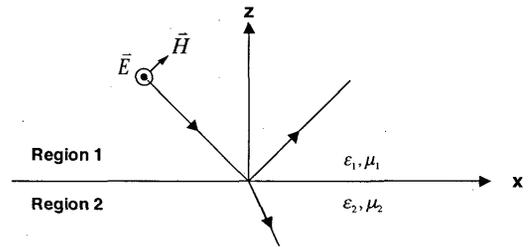


Fig. 9 Reflection and Transmission of a Plane Wave at an Interface

3.4 표면 마찰계수 계산 프로그램(Skin Friction

Calculator : FRICTION)

FRICTION[10]은 항공기 기초설계(Preliminary Design)에서, 표면마찰항력(Skin Friction Drag)과 형상항력(Form Drag)을 계산하는 프로그램으로, 층류와 난류 유동에 대해 계산할 수 있다. 입력변수로 마하수(Mach Number)와 비행고도, 또는 마하수와 레이놀즈수(Reynolds Number)가 주어져야 하며, 이는 표준 평판 표면마찰 공식(Standard Flat Plate Skin Friction Formulas)의 계산에 이용된다. 압축성 효과를 고려하기 위하여, 층류에서는 Eckert Reference Temperature법이, 난류에서는 Van Driest 2 Formula가 사용되었다.

3.5 레이더 단면적 계산 프로그램 (POFACETS)

POFACETS[11,12]는 물체의 레이더 단면적을 계산하기 위한 프로그램으로 물리광학법(Physical Optics Approximation: PO)에 기반한다. 레이더 시스템의 방식은 크게 Mono-static과 Bi-static 두 가지가 있고, POFACETS는 이 각 레이더 시스템에 대한 계산이 가능하다.

Mono-static 레이더 시스템은 Fig. 7과 같이 송신, 수신 레이더가 물체를 기준으로 같은 방향에 있는 형태를 뜻하며, Bi-static 레이더 시스템은 Fig. 8과 같이 송신 레이더와 수신 레이더가 서로 다른 방향에 위치한 형태를 뜻한다. Bi-static 레이더 시스템은 특히 Mono-static 레이더 시스템에 대한 피탐지 능력을 가진 항공기를 포착하기 위해 사용된다. 따라서 레이더 탐지에 대한 생존성을 향상시키기 위해서는 Mono-static과 Bi-static 레이더 시스템을 모두 고려하여야 하며, 본 연구

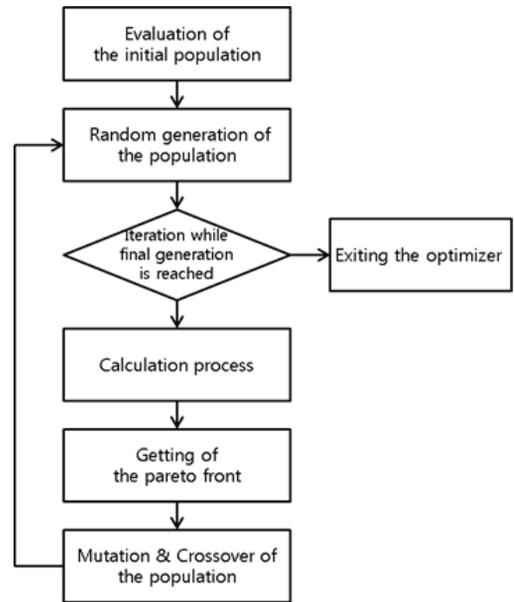


Fig. 10 Overall Process of Optimization Level

에서는 Mono-static과 Bi-static의 두 가지 방식을 각각 계산한다.

POFACETS는 물체의 표면을 수많은 삼각형 요소(Triangle Element)로 잘게 나누어, 각 요소에서의 계산을 수행한다. 요소에서는 입사된 레이더 양에 대해 반사된 양을 각각 계산하게 되며, 각 요소에서 특정한 방향으로 반사된 레이더의 합이 그 방향으로의 레이더 단면적으로 계산된다.

레이더 흡수체는 입사된 레이더의 일부를 물체 표면이 흡수하여, 반사되는 레이더의 양을 줄임으로써 레이더 단면적을 줄이는 물질이다. 주로, 표면에 특수물질을 입히는 방식이 대표적이다. Fig. 9와 같이 특정 주파수의 레이더가 입사되면, 특수물질의 분자 쌍극자가 공명(Resonance)을 일으키며 회전하게 되고, 이 때 분자간의 충돌에 의해 마찰열이 발생하여 레이더의 에너지를 감소시키게 된다. 이로 인해 반사되는 레

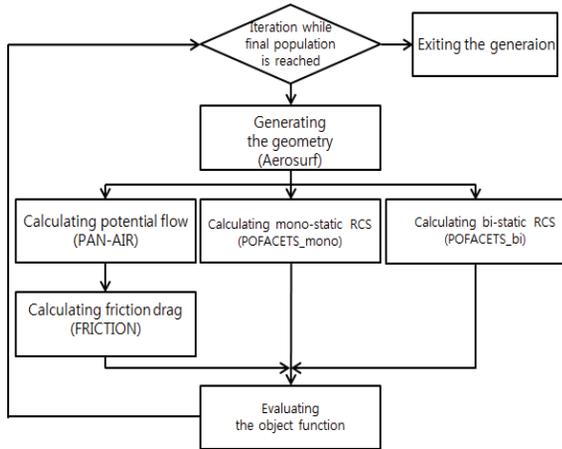


Fig. 11 Calculation Process of Generation Level

이더의 양이 감소되며, 이는 레이더 단면적 감소와 직결된다. POFACETS는 표면 코팅 형식의 레이더 흡수체의 효과를 적용할 수 있으며, 본 연구에서는 추가적인 레이더 단면적 감소를 위해 기본적으로 단층 레이더 흡수체를 적용 하였다.

4. 계산 수행 과정

4.1 전역 탐색 프로세스 (Optimizer Level)

MOGA를 이용한 전반적인 최적화는 Fig. 10과 같은 과정을 거친다. 우선, 초기 개체(Initial Population)를 이용하여 전역에 걸친 목적함수(Object Function)를 탐색한 후, 그 결과로 초기 Pareto Front를 작성하고, 이에 기반하여 사용자가 설정한 세대(Generation)까지 최솟값(Minimum)을 탐색하는 과정을 반복하며 Pareto Front와 ParetoSet을 작성해 나간다. 모든 세대를 거쳐 최종 Pareto Front를 작성 후, 프로세스를 종료한다.

4.2 계산 프로세스 (Generation Level)

최적화 알고리즘 내 계산 프로세스(Calculation Process)는 Fig. 11과 같은 과정을 거친다. 우선, 전역 탐색 프로세스에서 조합된 개체에 대해 Aerosurf를 이용하여 형상을 도출한다. 다음으로, 도출된 형상에 대해 PAN-AIR와 FRICTION을 이용한 유동 계산, POFACETS를 이용한 Mono-static 계산, Bi-static 계산을 세 개의 모듈로 묶어 동시에 진행한다. 참고로, 본 연구

Table 3 Flow Conditions

Condition	Value
Mach Number	0.7
Altitude (ft)	40,000
C_L	0.12
AoA	variable for fixing C_L

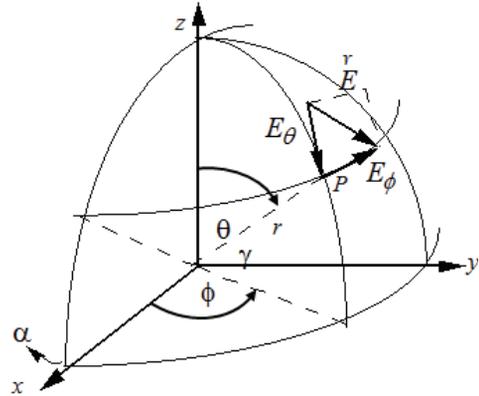


Fig. 12 Azimuthal Angles

에서 사용된 ev-MOGA는 Matlab 프로그램 기반으로, Matlab의 PCT(Parallel Computing Toolbox)[13]를 이용할 수 있도록 수정 후 사용되었다.

세 모듈에 의해 도출된 결과를 이용하여 목적함수를 계산하게 되며, 이로써 한 번의 목적함수 계산(Object Function Evaluation)을 마치게 된다. 사용자가 설정한 개체 수까지 반복계산이 완료되면, 각 개체에서 도출된 목적함수를 묶어 전역 탐색 프로세스로 보내며 한 세대의 계산 프로세스를 종료 된다.

5. 계산 조건

5.1 운용 조건 및 목적함수의 선정

X-45C의 경우 고도 40,000ft, 마하수 0.8 조건에서 순항하는 것으로 알려져 있다. 본 연구에서는, 천음속 유동을 배제하기 위해 고도 40,000ft, 마하수 0.7로의 순항비행을 전제로 하였다.

최적화 기법에 있어 목적함수를 설정하는 것은 매우 중요한데, 이는 목적함수에 따라 최적 설계의 방향성이 달라지기 때문이다. 일반적으로 항공기의 양항비가 유동 조건 목적함수로 설정된다. 또한 순항 비행을 고려한다면 일정한 양력계수가 고려되어야 하므로, 최적화는 양력계수를 낮추는 방향으로 진행되어야 한다. 본 연구에서는 일정한 양력계수를 얻기 위해 받음각을 변화시킴으로써 양력계수의 감소를 피하였다. 양력계수는 임의로 선정하였고, 유동 계산조건은 Table 3과 같다.

5.2 레이더 단면적 계산조건

5.2.1 Mono & Bi-static 레이더 단면적 계산조건

Mono-static RCS는 레이더 트랜스미터와 리시버가 같은 위

치에 있으므로, 레이더 단면적이 반사방위각(Reflected Azimuthal Angle)에 대한 함수로만 나타난다. 방위각은 Fig. 12에서 보는 것과 같이 ϕ 와 θ 로 나뉘어지며, 본 연구에서는 $\phi = 0^\circ$ 에 레이더가 존재하여 UCAV의 정면에서 반사방위각(Reflected Azimuthal Angle) θ_r 의 변화에 따라 RCS_{mono} 를 측정하는 경우를 고려한다. 또한, UCAV의 정면에 레이더가 존재할 때, Mono-static 레이더 단면적은 반사방위각에 대하여 좌우대칭 물체일 경우 측정되는 결과 또한 대칭을 이루므로, 빠른 계산을 위하여 $\theta_{r,mono} = 180^\circ$ 까지 계산하여 대칭조건을 적용하였다.

Bi-static 레이더 단면적 계산을 위해서는 레이더 입사방위각이 변수로 주어져야 한다. 본 연구에서는 입의로 $\theta_i = 135^\circ, \phi_i = 90^\circ$ 의 입사방위각을 가지는 것으로 설정하였다. 반사방위각은 $\phi_r = 0^\circ$ 로 설정하여, θ_r 의 변화에 따라 RCS_{bi} 를 측정하는 경우를 고려하였다. 레이더 단면적의 계산은 $\theta_r = 5^\circ$ 마다 수행하도록 하였고, 계산 레이더 주파수는 10GHz로 선정하였다. 레이더는 θ 방향으로 극화(Polarization)되어 입사된다고 고려하였으며, Mono-static의 경우는 θ 방향으로만, Bi-static의 경우는 ϕ, θ 방향으로 극화된 레이더를 수신 받는다고 고려한다. 정리하여 나타내면 Table 4와 같다.

5.2.2 레이더 흡수체 계산조건

레이더 단면적의 크기는 물질의 유전율(Permittivity)과 투과율(Transmissivity)에 따라 변한다. 본 연구에서는 레이더 흡수체를 적용하기 위해 완전 도체(Perfect Conductor)인 UCAV의 표면에 특정 값을 가지는 레이더 흡수체로 코팅한 환경을 고

Table 4 RCS Calculation Conditions

Angle	Mono-static	Bi-static
ϕ_i	$= \phi_r$	90°
θ_i	$= \theta_r$	135°
ϕ_r	0°	0°
θ_r	$[0^\circ : 180^\circ]$	$[0^\circ : 360^\circ]$
$\Delta\theta_r$	5°	5°
Frequency	10GHz	10GHz
Polarizaion Incident	θ	θ
Polarization Reflect	θ	ϕ, θ

Table 5 RAM Properties

Angle	Value
Real[ϵ]	3
Imagine[ϵ]	0.9
Real[μ]	1.103
Imagine[μ]	1.266
t/λ	0.1

려하였으며, 적용한 레이더 흡수체의 특성값은 Table 5와 같다. 각 특성값에 대한 자세한 설명은 참고문헌[14]에서 확인할 수 있다.

5.3 최적화 계산조건

5.3.1 MOGA 변수조건

본 연구에서는 초기 개체 수와 세대수, 각 세대의 개체수와 목적함수 개수, e-dominance 특성 변수를 Table 6과 같이 설정하였다. e-dominance 특성변수에 대한 자세한 설명은 참고문헌[6,7,8]에서 확인할 수 있다.

5.3.2 변수 범위

앞서 설정한 16개의 변수에 대해 변수범위를 Table 7과 같이 설정하였다. 각 변수범위는 기존의 연구에 기초하여 초기 변수를 기준으로 하한과 상한이 적절히 선정되었다.

5.3.3 목적함수

본 연구에서는, MOGA가 최소값을 탐색하는 특성을 고려하여 다음과 같이 세 개의 목적함수를 설정하였다. 다목적함수에 대한 최적화가 진행되므로 각 목적함수의 크기 및 민감도 등은 고려하지 않았다.

Table 6 Optimization Properties

Property	Value
Generation	60
Initial Population	100
Population on each Generation	40
Object Function Number	3
Number of Box [x y z]	[150 150 150]
Maximum Number of Box	300

Table 7 Variables Range

Variable X(i)	Lower(%)	Upper(%)
X(1)	1.5(-25)	2.7(35)
X(2)	45.0	65.0(44.44)
X(3)	45.0	65.0(44.44)
X(4)	45.0	65.0(44.44)
X(5)	0.21	0.252(20)
X(6)	0.152(-20)	0.228(20)
X(7)	0.07(-30)	0.13(30)
X(8)	0.056(-30)	0.104(30)
X(9)	-2.0	2.0
X(10)	-2.0	2.0
X(11)	-2.0	2.0
X(12)	0.6(-20)	0.9(20)
X(13)	0.8(-11.11)	1.0(11.11)
X(14)	0.02(-60)	0.1(100)
X(15)	0.2(-20)	0.3(20)
X(16)	0.45(-25)	0.7(16.67)

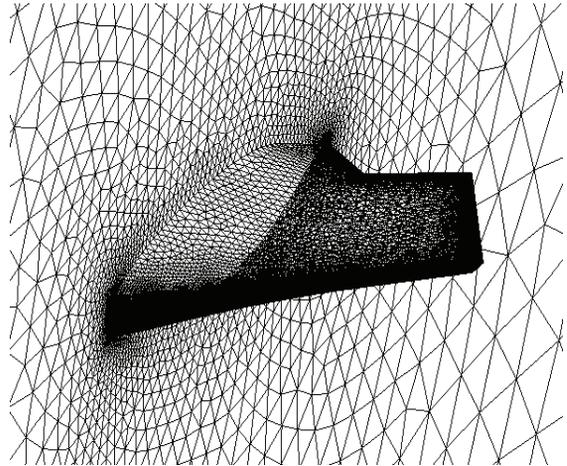
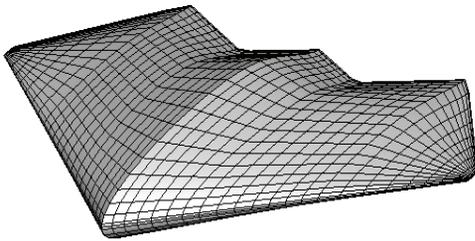


Fig. 13 Comparison with Surface Panel(left) and Grid(right)

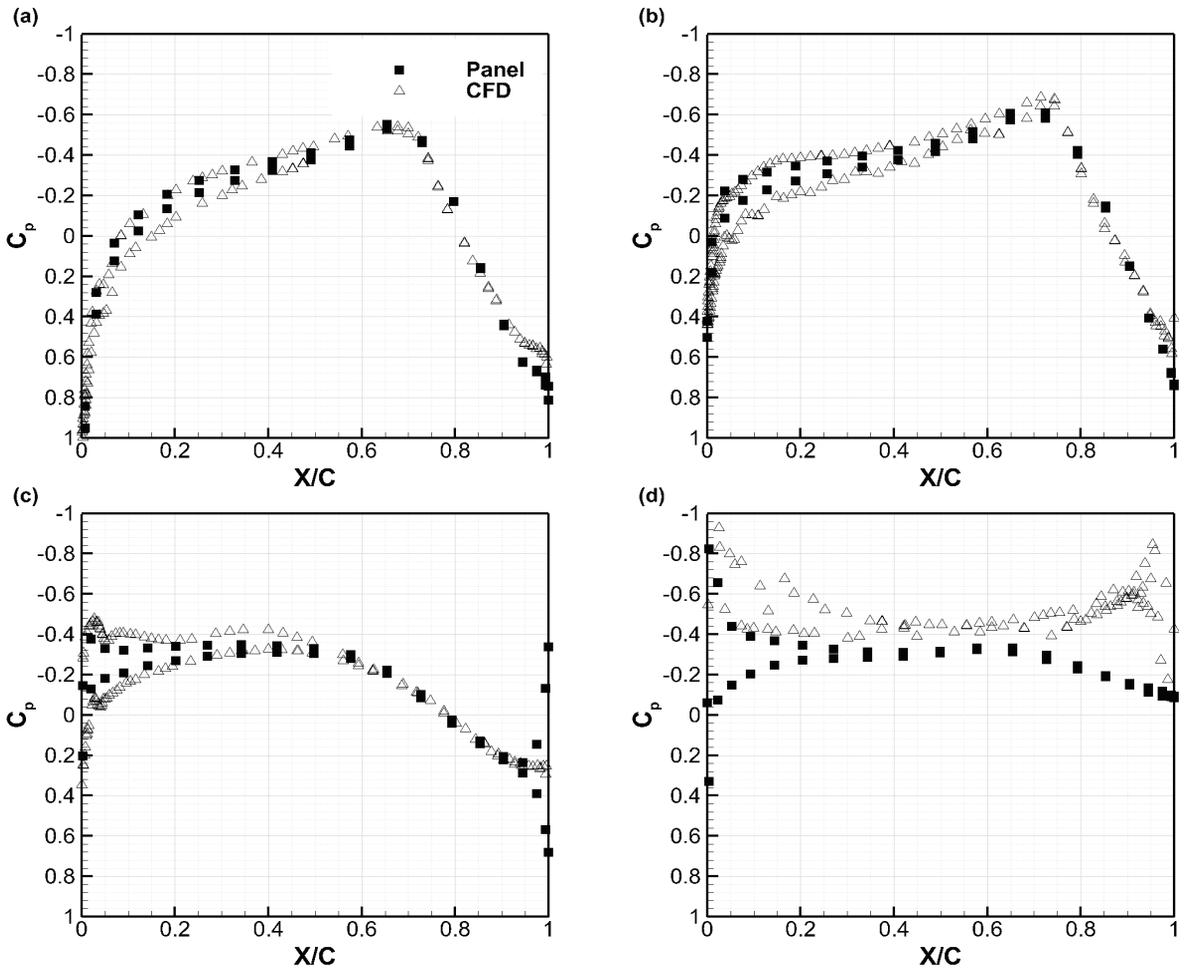


Fig. 14 Calculation Comparison with Panel Method and CFD : (a)Root, (b)Break1, (c)Break2, (d) ip section

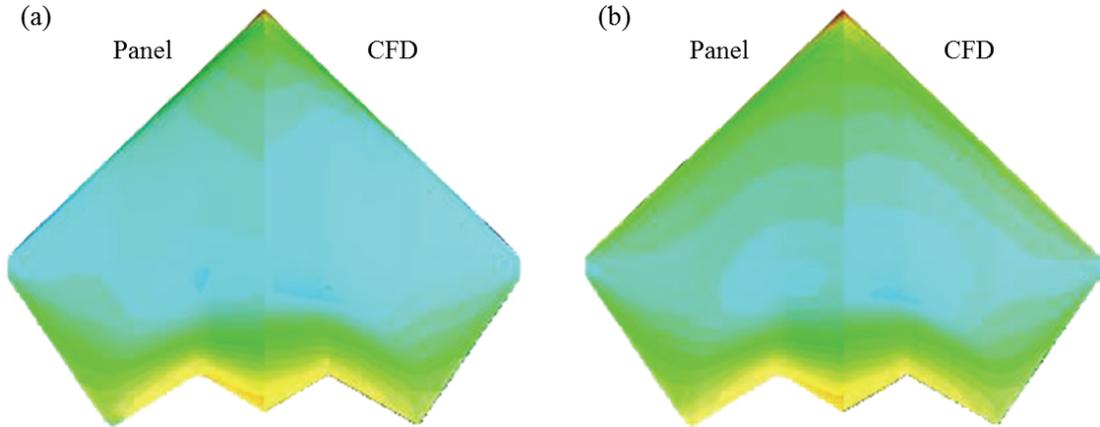


Fig. 15 Surface pressure coefficient distribution comparison : (a)Upper surface, (b)Lower surface

$$f(1) = \frac{1}{(L/D)} = \frac{1}{[C_L / (C_{D, induced} + C_{D, friction})]} \quad (1)$$

$$f(2) = RCS_{mono} \quad (2)$$

$$= \ln \left[\sum_{i=1}^q (\exp(RCS_{mono, \phi_i}) + \exp(RCS_{mono, \theta_i})) \right]$$

$$f(3) = RCS_{bi} \quad (3)$$

$$= \ln \left[\sum_{i=1}^q (\exp(RCS_{bi, \phi_i}) + \exp(RCS_{bi, \theta_i})) \right]$$

6. 계산 결과

6.1 패널법의 유효성

본 연구에서 제시된 유동현상을 패널법이 잘 묘사함을 증명하기 위해, 초기형상을 패널법과 오일러 방정식 해석법으로 계산, 비교하였다. 유동조건은 위에서 제시한 값들을 이용하였고, 받음각은 2 ~ 6°로 설정하였다. 계산의 정확성 및 신속성을 고려하여, 패널법에서는 900개의 패널, 오일러 방정식 해석법에서는 대칭조건(Symmetry Condition)을 적용하여 UCAV 표면에 약 6만개의 표면요소와 전체 계산영역에 약 130만개의 격자수를 적절히 생성하였다. 계산조건은 패널법은 하나의 CPU에 대해 계산하였고, 오일러 방정식 해석법은 54개의 CPU를 이용하여 병렬계산(Parallel Computation)을 수행하였다. 계산시간은 각각 약 26초, 40분이다. 두 해석법에서 각각 생성된 패널과 격자를 도시하면 Fig. 13과 같다.

UCAV의 Root, Break1, Break2, Tip섹션의 압력계수를 각 섹션의 에어포일 길이방향으로 도시하여 계산결과를 나타내면 Fig. 14와 같다. Tip섹션을 제외하면 패널법과 오일러 방정식 해석법이 상당히 잘 일치하는 것을 볼 수 있으며, Tip섹션

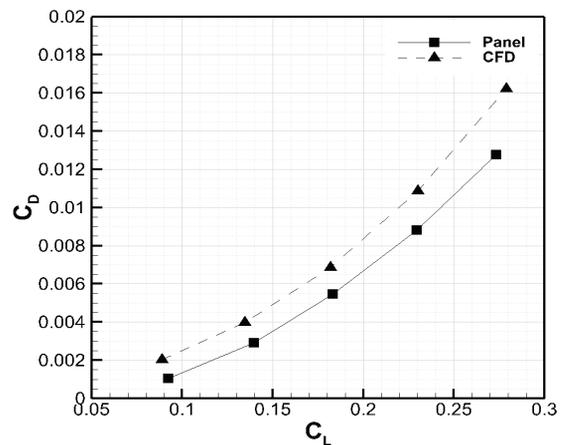


Fig. 16 Drag-Polar Comparison with Panel Method and CFD

에서의 차이는 가로세로비가 낮은 UCAV형상의 특성에 따른 강한 날개 끝 와류 유동에 기반한 것으로 생각된다. 하지만 그 외의 영역에서는 두 방법의 계산 결과가 잘 일치하므로, 패널법은 본 연구에서 고려한 유동현상을 잘 묘사하는 것으로 판단된다. 또한, 주 해석법에 대한 표면 압력계수 분포를 Fig. 15와 같이 나타내었다. 윗면과 아랫면의 표면 압력계수 분포가 유사함을 확인할 수 있다.

다음으로, 두 계산법에 대한 양항곡선을 Fig. 16과 같이 도시하였다. 전반적으로 패널법이 오일러 방정식 해석법에 비해 상대적으로 항력계수가 낮은 것을 볼 수 있으나, 받음각에 따른 양력계수는 두 해석법이 유사하며, 또한 양항곡선의 경향성이 유사하므로 패널법은 본 연구에서 고려한 유동현상을 잘 묘사할 것으로 판단된다. 두 해석법에 대해, 받음각 변화에 따른 항력계수값 차이량이 유사한 것으로 보아 두 해석법

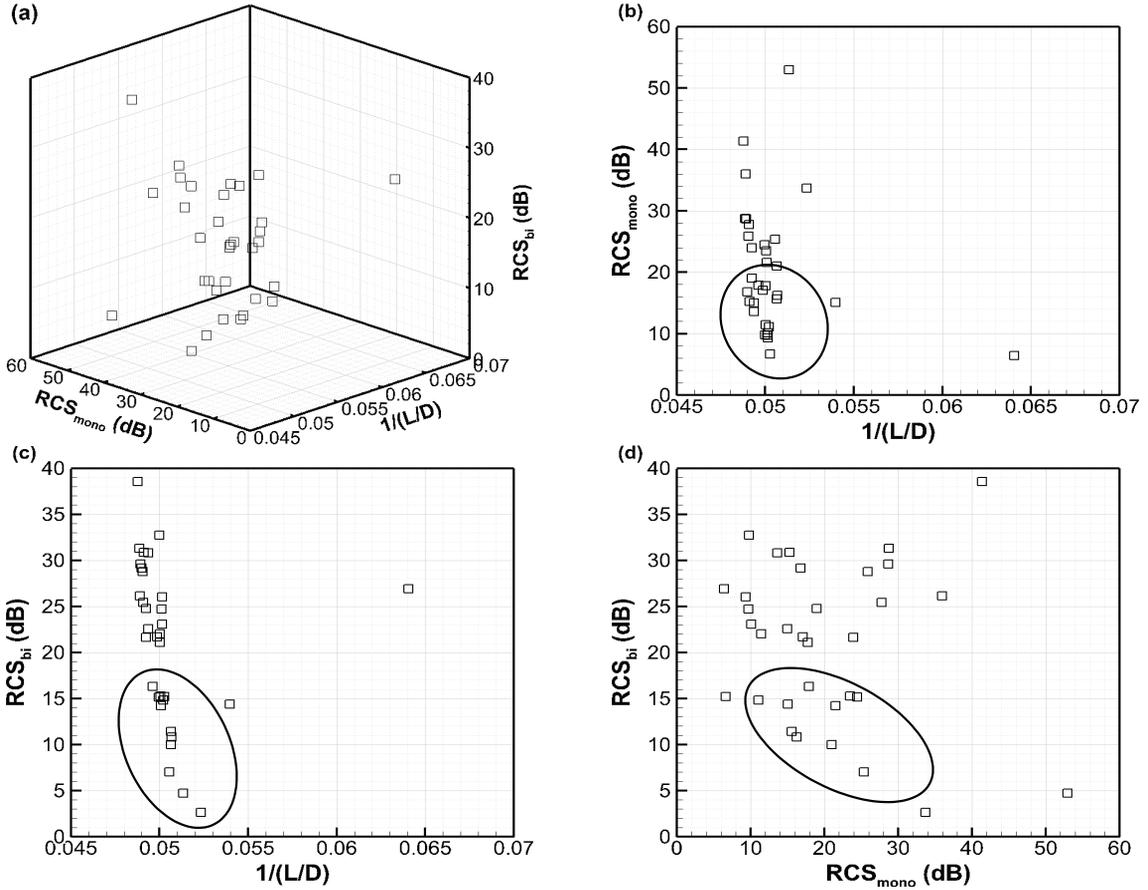


Fig. 17 Pareto Front along each Object Function: (a) Overall Pareto Front, (b) $1/(L/D)$ and RCS_{mono} , (c) $1/(L/D)$ and RCS_{bi} , (d) RCS_{mono} and RCS_{bi}

의 특성적 차이로 보이며, 이는 최적화의 경향성에 큰 영향을 미치지 않을 것으로 보인다. 따라서 패널법은 본 연구에서 유용 해석에 이용될 수 있다고 판단된다.

6.2 최적화 결과

6.2.1 Pareto Front

본 연구에서 수행된 최적화 결과, 총 33개의 Pareto Front가 선정되었다. 목적함수에 대하여 Pareto Front를 도시하면 Fig. 17과 같다. 상대적으로 RCS_{mono} 와 RCS_{bi} 에 비해 $1/(L/D)$ 의 결과들이 좀 더 최적점에 많이 몰려 있으므로, 이에 대한 최적화가 좀 더 잘 진행된 것으로 보이며, 레이더 단면적에 대해 더 나은 최적화 결과를 얻기 위해서는 추가적인 고려가 필요할 것으로 생각된다.

6.2.2 목적함수 비교

위 Pareto Front에서 초기형상보다 낮은 목적함수를 가지는

최적화 결과를 적절히 선정하였다. 각각의 목적함수를 중점으로 최적화 된 3개의 결과를 Table 8과 같이 나타내었다.

Candidate1은 초기형상보다 $1/(L/D)$ 에 대해 약 14%의 감소된 목적함수를 가지며, Candidate2, Candidate3 또한 약 11% 이상의 감소된 값을 가진다. 따라서 전반적으로 적절한 항력감소가 이루어졌다고 판단된다. 세 결과 모두 $C_{D,friction}$

Table 8 Comparison of object functions

Segment	Initial Design	Candidate1 (%)	Candidate2 (%)	Candidate3 (%)
$1/(L/D)$	0.056704	0.048849 (-13.853)	0.050274 (-11.340)	0.050562 (-10.832)
$C_{D,induced}$	0.0020252	0.0010074 (-50.257)	0.0011572 (-42.860)	0.0012108 (-40.213)
$C_{D,friction}$	0.0047616	0.0048724 (2.327)	0.0048677 (2.228)	0.0048630 (2.130)
RCS_{mono}	32.860	28.759 (-12.480)	6.627 (-79.833)	25.327 (-22.925)
RCS_{bi}	31.387	31.288 (-0.315)	15.212 (-51.534)	7.008 (-77.672)

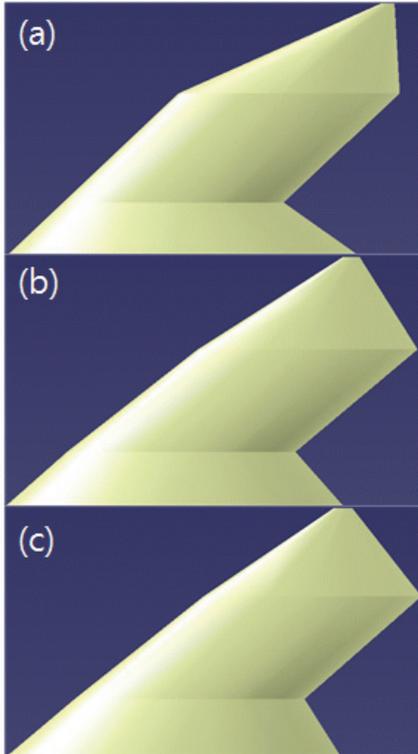


Fig. 18 Shape Comparison with (a) Candidate1 (b) Candidate2 (c) Candidate3

은 약 2%정도 증가 하였으나, $C_{D,induced}$ 는 Candidate1의 약 50% 감소 및 Candidate3의 약 40%감소를 가져왔으며, 이는 좋은 최적화 결과로 보인다. 참고로, $C_{D,induced}$ 의 감소에 비해 $1/(L/D)$ 의 감소폭이 작은 것은, $C_{D,induced}$ 에 비해 $C_{D,friction}$ 의 값이 4배 이상 크기 때문이다.

또한, Candidate2의 RCS_{mono} 약 80% 감소 및 Candidate3 RCS_{bi} 약 78% 감소는 초기형상에 비해 상당히 감소된 수치로써, 성공적인 최적화 결과로 보인다. 추가적인 고려를 통해 레이더 단면적에 대한 향상된 최적화를 진행된다면, 보다 좋은 최적화 결과를 도출할 수 있을 것으로 기대된다.

6.2.3 형상 및 설계변수 비교

선정된 세 결과에 대한 형상을 비교하면 Fig. 18과 같다. 위에서 살펴보았듯이, 세 결과는 비슷한 수준의 공력향상을 이루었으며, 따라서 전반으로 유사한 형상을 띄고 있다. Candidate2, Candidate3은 상대적으로 뒷전(Trailing Edge)이 스파이크(Spike)형상으로, 스텔스 성능 향상에 기여하였을 것으로 생각된다.

다음으로, 초기 형상에 대해 세 결과의 설계변수값을 비교해 보면 Table 9와 같다. Candidate1은 공력향상에 중점을 둔

최적화 결과로써, 가로세로비에 해당하는 X(1)이 변수범위의 상한에 도달한 것을 볼 수 있는데, 같은 날개면적일 때 가로세로비가 크면 유도항력계수가 낮아지므로, 최적화의 방향이 올바르다 할 수 있다. 추가적으로 변수상한(Upper Bound)을 높여 더 나은 공력향상을 기대할 수 있으나, 지나치게 커져 구조적인 문제를 유발할 수 있으므로, 이를 위해서는 구조해석 과정이 추가적으로 고려되어야 할 것이다. Candidate2, Candidate3 또한 비슷한 항력감소가 가능하였으며, 가로세로비가 변수상한에 근접한 것을 알 수 있다. 세 Candidate 모두 전반적으로 각 섹션두께가 두꺼워진 것을 알 수 있다. 상대적으로 Candidate1에서 많은 두께증가를 보이는데, 이는 높은 항력감소에 기여하였을 것으로 생각된다.

본 연구에서 고려된 유동에서는 강한 충격파(Shock Wave)가 발생하지 않을 것으로 예상된다. 일반적으로 강한 충격파가 발생할 때, 항력을 줄이기 위해 큰 젓힘각을 두기도 하나, 본 연구에서의 유동을 고려할 때 레이더 단면적 감소를 위한 것으로 보인다.

그 외의 변수변화는 공력향상과 레이더 단면적 감소에 적절히 기여하였을 것으로 생각된다.

Table 9 Comparison of Design Parameters

Variable X(i)	Initial	Candidate1 (%)	Candidate2 (%)	Candidate3 (%)
X(1)	2.0	2.7 (35)	2.666 (33.316)	2.633 (31.668)
X(2)	45.0	45.0 (0)	47.047 (4.548)	48.280 (7.290)
X(3)	45.0	45.090 (0.2)	50.339 (11.864)	49.908 (10.907)
X(4)	45.0	64.872 (44.161)	56.046 (24.547)	54.382 (20.848)
X(5)	0.21	0.249 (18.745)	0.243 (15.775)	0.240 (14.288)
X(6)	0.19	0.206 (8.330)	0.202 (6.304)	0.208 (9.250)
X(7)	0.10	0.130 (29.633)	0.128 (27.545)	0.130 (30.0)
X(8)	0.08	0.088 (10.490)	0.081 (0.967)	0.080 (0.612)
X(9)	0.0	-1.018	-0.979	-1.372
X(10)	0.0	-1.415	-0.803	-0.525
X(11)	0.0	2.0	1.053	0.643
X(12)	0.75	0.631 (-15.869)	0.670 (-10.634)	0.682 (-9.045)
X(13)	0.9	1.0 (11.111)	0.962 (6.918)	0.949 (5.202)
X(14)	0.05	0.036 (-27.081)	0.050 (0.088)	0.055 (10.502)
X(15)	0.25	0.208 (-16.950)	0.222 (-11.071)	0.236 (-5.520)
X(16)	0.6	0.642 (7.076)	0.632 (5.263)	0.647 (7.890)

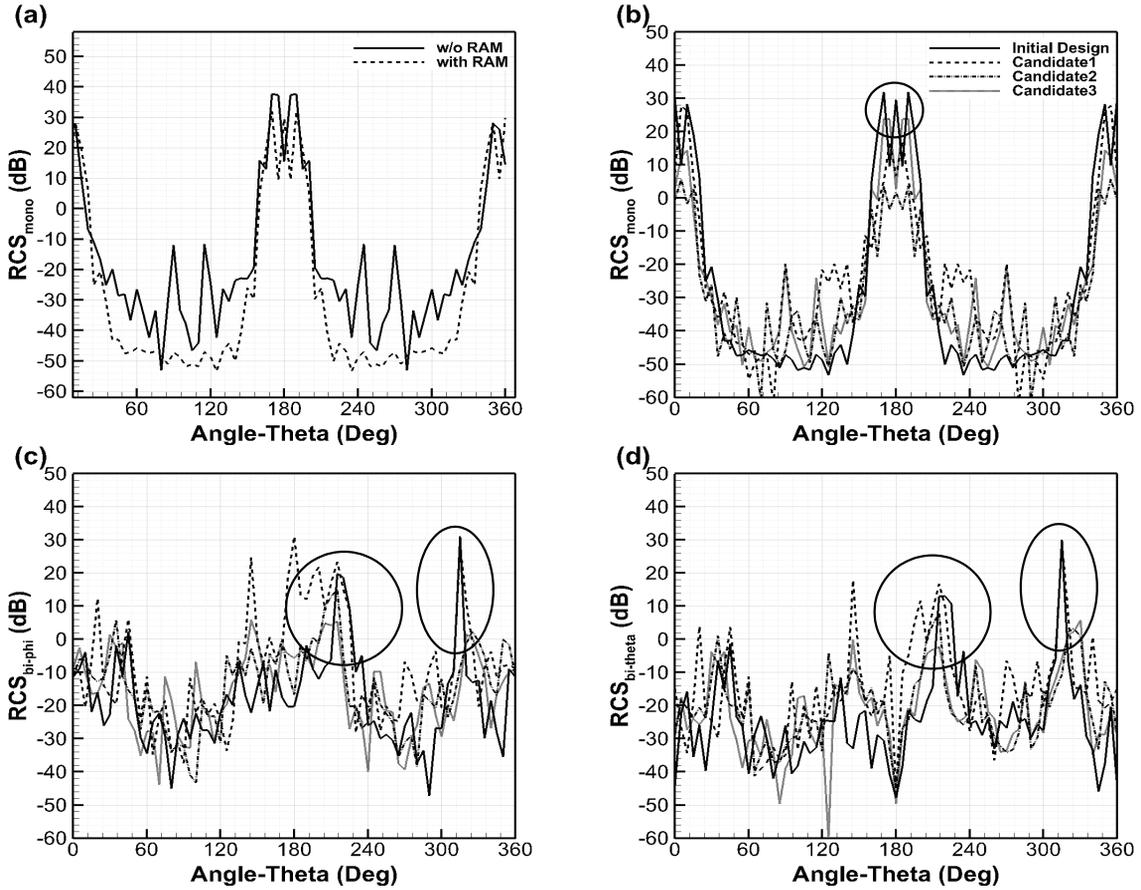


Fig. 19 RCS Comparison : (a) RCS_{mono} Comparison of Initial Design with and without RAM Comparison of Initial Design, Pareto19, Pareto29 about (b) RCS_{mono} (c) $RCS_{bi-\phi}$ (d) $RCS_{bi-\theta}$

6.2.4 레이더 단면적 비교

본 연구에서는 레이더 단면적을 계산할 때, 레이더 흡수체를 기본적으로 적용 하였다. 레이더 흡수체의 효과를 알아보기 위해, 적용유무에 따른 레이더 단면적을 Fig. 19(a)에 나타 내었다. 그래프에서 볼 수 있듯이, 전 계산범위에 대해 레이더 단면적이 감소했음을 알 수 있으며, 일부영역에서는 30dB 이상 감소함으로써, 레이더 흡수체를 적용하는 것은 레이더 단면적을 상당히 감소시킬 수 있음을 확인할 수 있다.

다음으로, 레이더 흡수체가 적용된 초기형상과 Candidate1, Candidate2, Candidate3에 대한 Mono-static 레이더 단면적을 Fig. 19(b)와 같이 도시하였다. 레이더 반사각 $150^\circ \sim 210^\circ$ 계산범위에서 모든 최적화 결과가 초기형상보다 작은 레이더 단면적을 가짐을 알 수 있다. 일부 계산 영역에서 초기형상에 비해 최적화 결과가 더 높은 레이더 단면적을 가지기도 하지만, 레이더 단면적 최대값 감소가 피탐지 능력 증가 측면에서 가장 중요함을 고려하면, 세 결과 모두 적절한 최적화가 진행된

것으로 보인다. 특히 Candidate2의 경우, 목적함수 RCS_{mono} 가 최대 약 80%까지 감소한 결과로, $150^\circ \sim 210^\circ$ 계산범위에서 최대 약 30dB 가량 감소함으로써 성공적인 최적화 결과를 보인다.

Fig. 19(c)와 Fig. 19(d)는 네 가지 형상에 대한 Bi-static 레이더 단면적을 도시한 그래프이다. Candidate1의 경우 $170^\circ \sim 220^\circ$ 계산범위에서 초기형상보다 높은 레이더 단면적을 가짐을 알 수 있는데, 이 결과에 대한 목적함수 RCS_{bi} 감소량은 1%에도 미치지 못함을 볼 때 고려 가능한 결과로 보인다. 하지만, Candidate1의 경우 공력항상을 최대화 하는 방향으로 최적화가 진행된 반면, 레이더 단면적에 대해서는 적절한 최적화가 이루어지지 않은 것으로 판단되므로, 최종 최적화 결과로 선정하기는 어렵다.

반면 Candidate2와 Candidate3은 전반적으로 초기형상보다 낮은 레이더 단면적을 가짐을 알 수 있다. Candidate3의 경우, $200^\circ \sim 240^\circ$, $300^\circ \sim 330^\circ$ 계산범위에서 초기형상보다

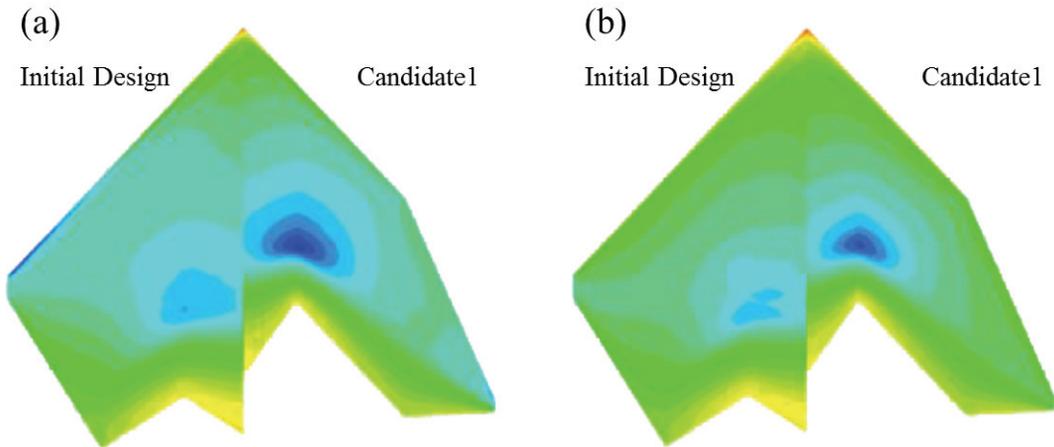


Fig. 20 Surface pressure coefficient distribution comparison with Initial design & candidate1: (a) Upper surface (b) Lower surface

눈에 띄게 낮은 레이더 단면적을 가짐으로써, 최대 약 30dB 가량 감소하였으며, 이는 Bi-static 레이더 단면적에 대한 성공적인 최적화 결과라고 볼 수 있다. Candidate2의 경우, Candidate3에 비해 Bi-static 레이더 단면적이 적게 감소하였지만, 초기형상과 비교하여 레이더 단면적 최대값이 전반적으로 감소하였으므로, 충분히 긍정적인 최적화 결과라고 할 수 있다.

세 목적함수에 대해 세 가지 최적화 결과를 고려하였을 때, Candidate2가 Candidate1에 비해 약간 작은 공력항상을 보였으나, RCS_{mono} 레이더 단면적에 대해서는 가장 큰 최적화 결과이며, RCS_{bi} 레이더 단면적에 대해서도 충분히 성공적인 최적화 결과를 나타내므로, Candidate2가 가장 현실적인 결과로 결론지을 수 있다.

6.2.5 유체역학 해석법에 따른 Candidate1의 공력 최적화 비교

앞서 선보인 패널법에 의한 Candidate1의 최적설계에서, 약 14%의 항력감소를 꾀할 수 있었다. 하지만, 패널법의 경우 오일러 방정식 해석법에 비해 전반적으로 유도항력계수가 낮은 것을 볼 수 있었는데, 이는 실제 최적화에 대한 오차를 야기한다. 따라서 패널법에 의한 공력 최적화가 실제로 고려 가능한 결과인지 판단하기 위해 Candidate1에 대한 오일러 방정식 해석법을 수행하였다. 해석방법은 앞서 언급한 것과 같다.

Fig. 20은 각 해석법에 따른 초기형상과 Candidate1의 윗면 및 아랫면의 압력계수 분포를 나타낸 것이다. 형상 변화에 따른 압력계수 분포의 차이를 보이고 있으나, 큰 차이는 보이지 않는다. 윗면을 비교하였을 때, 날개 앞전(Leading Edge)에서 압력 차이를 보이는데, Candidate1이 앞전에서 적은 압력변화를 가진다. 이는 상대적으로 적은 유도항력계수를 가지기 때

문으로 생각된다.

Table 10은 초기형상과 Candidate1에 대한 두 해석법의 공력계수를 비교한 것이다. 우선, 앞서 언급하였던 것과 같이 초기형상과 Candidate1에 대해 패널법과 오일러 방정식 해석법에서의 유도항력계수가 눈에 띄게 큰 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 최적화가 진행되면서 그 차이는 더욱 커졌는데, 이는 항력감소에 따라 날개 끝 와류가 약해졌기 때문으로 판단된다. 또한 초기형상과 Candidate1의 목적함수 $1/(L/D)$ 의 감소율 오차 또한 마찬가지로 Candidate1에서 더욱 커진 것을 볼 수 있다.

두 해석법에 대한 $1/(L/D)$ 를 비교해보면, 패널법으로는 약 14%의 $1/(L/D)$ 감소를, 오일러 방정식 해석법으로는 약 10%의 $1/(L/D)$ 감소를 가져왔다. 상대적으로 4%의 감소폭 하락은 상당히 큰 것으로, 약 39%의 오차를 보인다. 따라서, 패널법에 의한 공력 최적화는 오일러 방정식 해석법에 비해

Table 10 Aerodynamic coefficients comparison & improvement of aerodynamic performance along each solver

Segment	Panel	CFD	Error (%)
Initial Design			
C_L	0.11970	0.11637	2.851
$C_{D,induced}$	0.00203	0.00310	-34.672
$C_{D,friction}$	0.00476	0.00476	0
$1/(L/D)$	0.0567	0.06756	-16.065
Candidate1			
C_L	0.12037	0.11644	3.371
$C_{D,induced}$	0.00101	0.00221	-54.418
$C_{D,friction}$	0.00487	0.00487	0
$1/(L/D)$	0.04885	0.06082	-19.688
Improvements(%)	-13.853	-9.967	38.989

과도한 공력 최적화 경향을 가진다고 볼 수 있다.

하지만, 양력계수를 고정시켜 항력계수만을 변경시켰기 때문에 공력해석법에 따른 최적화 방향의 차이는 크지 않을 것으로 생각된다. 실제로 공력해석법에 따른 최적화 방향 및 최적화 정도의 차이를 비교하기 위해서는 오일러 방정식 해석법에 기반한 최적화가 추가로 진행되어야 하지만, 오일러 방정식 해석법은 한 번의 계산에 많은 시간이 소요되므로 패널법과 같은 신속한 최적화를 진행할 수 없는 단점이 있다. 이를 보완하기 위해서는 크리깅 모델(Kriging Model) 등의 반응면 기법(Response Surface Method)이 도입되어야 하며, 이는 추후 연구에서 진행될 예정이다.

결론적으로, 두 해석법에 대한 공력 최적화 정도는 약 10%를 상회하는 목적함수 감소를 가져 왔으므로, 충분히 의미 있는 결과로 보이며, 통상 5%정도도 현실적인 공력향상임을 고려할 때, 실제로 적용될 무인 전투기의 형상으로써 성공적인 최적화 결과임을 기대할 수 있다.

7. 결론 및 향후 연구방향

본 연구에서는 공력향상과 레이더 단면적 감소를 고려한 UCAV 형상 최적설계를 진행하였다. 실존하는 UCAV를 고려하여 설계변수를 결정, 초기 형상을 설계하였고, 형상설계에 필요한 개념과 프로그램을 설명하였으며, 패널법에 대한 유효성을 검증하였다.

형상 최적설계 결과, 기초형상에 비해 공력이 향상되고 레이더 단면적이 감소된 Pareto Front를 얻을 수 있었으며, 최적화 정도로 보았을 때 본 연구는 목적에 부합하여 올바르게 진행 되었다고 결론지을 수 있다.

향후, N-S(Navier-Stokes) 방정식과 반응면 기법을 적용한 고차원의 공력 최적화기법을 도입하여 정확도 높은 최적화를 진행할 것이다. 그리고 구조해석을 통하여, 구조적인 측면에서 제한조건을 두어 좀 더 현실적인 최적화를 꾀할 것이다. 또한, 스텔스성을 가지기 위해 적외선 복사 저감 및 소음 감소 등을 고려할 것이다.

참고문헌

- [1] 2008, D.S. Lee et al., Robust Evolutionary Algorithms for UAV/UCAV Aerodynamic and RCS Design Optimisation, *Computers & Fluids*, ScienceDirect, Vol.22, pp.547-464.
- [2] 2007, D.S.Lee et al., Aerodynamic Shape Optimisation of Unmanned Aerial Vehicles using Hierarchical Asynchronous Parallel Evolutionary Algorithms, *International Journal of Computational Intelligence Research*, v.3, pp231-252.
- [3] 2011, DongSeop Lee et al, Hybrid-Game Strategies for Multi-Objective Design Optimization in Engineering, *Computers & Fluids*, Elsevier, Vol.47, pp.189-204.
- [4] 2003, J.J.Alonso, J.R.R.A.Martins, High-Fidelity Aero-Structural Design Using a Parametric CAD-Based Model, *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*.
- [5] 1995, Murata, T., Ishibuchi, H., MOGA: Multi-Objective Genetic Algorithms, *Evolutionary Computation*, IEEE International, pp.289-294.
- [6] 2009, Miguel Martínez-Iranzo et al., Applied Pareto multi-objective optimization by stochastic solvers, *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, ScienceDirect, Vol.22, pp.455-465.
- [7] 2007, J.M. Herrero et al., Well-Distributed Pareto Front by Using the epsilon-MOGA Evolutionary Algorithm, *Lecture Notes in Computer Science*, Springer-Verlag, 4507, pp.292-299.
- [8] 2002, Laumanns M, Thiele L, Deb K, Zitzler E, Combining convergence and diversity in evolutionary multi-objective optimization, *Evolutionary computation*, Vol.10(3), pp.263-282.
- [9] 1992, BOEING, A502I User's Manual-PAN AIR Technology Program for Solving Problems of Potential Flow about Arbitrary Configurations.
- [10] 1997, Mason W., Appendix D: programs, *Applied Computational Aerodynamics*.
- [11] 2003, Cihangir Kernal Yuzcelik, Radar Absorbing Material Design, Naval Postgraduate School, Ph.D Thesis.
- [12] David C. Jenn, RCS Calculations Using the Physical Optics Codes(POFACETS Manual), Naval Postgraduate School.
- [13] Mathworks PCT Product Information, "http://www.mathworks.com/products/parallel-computing/"
- [14] 2005, David C. Jenn, Radar and Laser Cross Section Engineering 2nd Edition, AIAA Education Series, AIAA.
- [15] 2008, Hu Tianyuan, Yu Xiongqing, Aerodynamic/Stealthy/Structural Multidisciplinary Design Optimization of Unmanned Combat Air Vehicle, *Chinese Journal of Aeronautics*, ScienceDirect, Vol.22, pp.380-386.
- [16] 2003, J.H. Oh, "Design of electromagnetic wave absorbing structure using layered composite plates," M.A. Thesis, KAIST.