



스마트무인기 기술개발동향 및 전산유체공학의 적용

Technology Development of Smart UAV and Application of CFD

임철호*¹⁾, 황수정¹⁾, 최성욱¹⁾

Cheol-Ho Lim, Soo-Jung Hwang, Seong-Wook Choi

Now, the era of information, the rapid acquisition of vast and various information acts as a key role for the national competitiveness. The smart UAV is brought to the fore as a new future technology which will be able to satisfy the information needs in broad and stereoscopic manner. The smart UAV, with VTOL capability, higher performance, and reliability over the existing technology thresholds, will lead the aerospace technology in the future. In this paper, the technology concept of smart UAV, the necessity of development, and the trend of worldwide R&D are introduced and analyzed. In addition, for the Smart UAV Development Program which is launched by the 21c Frontier R&D program this year, the role and application area of the CFD will be discussed.

1. 서 론

무인기는 조종사가 직접 항공기에 탑승하지 않고 임무를 수행하는 항공기로서 개발 초기에는 주로 악조건 하에서의 정찰, 감시 등에 이용되어 왔다. 1990년대 말 몇몇 국소 전쟁에서 무인기의 활용성이 성공적으로 입증되었으며, 이 후 정보화 시대에 있어서 성장 가능성이 매우 높은 필수 미래 기술로 인식되게 되었다. 무인기 기술은 유인기 기술에 비하여 본격적인 연구개발 역사가 10년이 채 안된 신생 기술로서 현재까지 미국, 이스라엘 등의 일부 국가가 기술적인 우위를 점할 뿐, 대부분의 국가들은 무인기 개발 기술 수준이 초보적인 단계라 할 수 있다. 따라서 발달된 국내 첨단 정보통신 및 전자기계 기술을 기반으로 집중적인 연구 개발을 아끼지 않는다면 머지않아 일류 기술국으로 진입이 가능한 유망 분야라 할 수 있다.

한편, 현재까지의 무인기는 광범위한 활용 가능성과 잠재력에도 불구하고 아직까지 그 수요가 대부분 군수 용도로 제한되어 있는 것이 사실이다. 이것은 현재 기술 수준의 무인기가 유인기에 비하여 높은 사고율 및 운용 단가, 비행 공역에서의 충돌 위험 등의 문제들을 가지고 있기 때문이다. 이러한 문제들이 해결되면 무인기의 본격적인 민수 실용화가 가능하게 되며, 이에 따라 막대한 민수·공공 시장이 창출되리라 많은 전문

가들은 예측하고 있다. 스마트 무인기는 기존 무인기의 이러한 취약점들을 완벽하게 해결한 고성능·고안전성 수직이착륙 자율 비행체를 의미하며, 스마트 무인기 기술은 향후 항공우주기술을 한 차원 높일 수 있는 획기적인 기술이 되리라 예측되고 있다.

본 고에서는 이와 같은 배경 하에 스마트무인기 기술의 개념과 연구개발의 필요성을 언급하며, 국내외의 연구 개발 동향에 대해서 기술하기로 한다. 또한, 과학기술부 21세기 프론티어 연구개발사업의 일환으로 착수된 스마트무인기 기술개발사업에 있어서 전산유체역학의 적용분야와 역할에 대해서 논의하고자 한다.

2. 스마트무인기 기술의 개요

스마트 무인기란 높은 성능과 안전성을 보유한 수직이착륙 자율비행 무인 비행체를 의미한다. 현재까지의 무인기는 유인 항공기에 비하여 몇십 배 이상의 사고율, 높은 운용단가 등의 취약점을 가지고 있으며, 비행 공역에서 타 비행체와의 충돌 위험성 또한 가지고 있다. 스마트 무인기는 기존 무인기의 이러한 문제점들을 다양한 첨단 스마트 기술들로 완벽히 해결한 새로운 개념의 무인기를 의미한다. 또한 스마트 무인기는 고정익 항공기의 고속 비행 성능과 회전익 항공기의 수직 이착륙 기능을 모두 보유하기 때문에 활주

1) 한국항공우주연구원 스마트무인기 기술개발사업단

로 등의 이착륙 시설이 필요하지 않아 운용 범위가 매우 넓은 장점이 있다. 스마트 무인기에 개발·적용되는 스마트 기술들은 무인기 분야 뿐만 아니라 항공기, 자동차, 선박 등의 교통/운항안전 분야, 인공지능 및 로봇 분야, 무선 정보 통신 분야, 정밀 광학 및 센서 분야 등에 직·간접적으로 활용될 수 있다(그림 1). 스마트 무인기 기술의 핵심 기술을 요약하면 표 1 및 그림 2와 같다.

- 기술 파급 분야 - • 교통/운항안전 • 인공지능/로봇 • 무선정보통신 • 정밀광학/센서 • 유인항공기	- 직접 활용 분야 - • 국경/해안/선박 순찰 • 산불/산림/환경 감시 • 기상/재해/작황 관측 • 지형/시설/방송 촬영 • 항공방제, 자원탐사
--	--

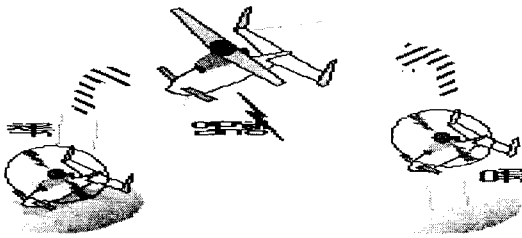


그림 1 스마트 무인기 기술

표 1 스마트 무인기 핵심기술

- 신개념 비행체 및 스마트 기술 통합 체계종합 기술
- 다기능 스마트 구조/재료
- 능동적 진동/소음/실속 제어 기술
- 지능형 자율비행 및 스마트 비행 안전성 향상 기술
 - 자동/자율 비행제어 기술
 - 충돌 감지/회피 기술
 - 유무인 복합 관제 기술
 - 자율적 상태진단 및 수명주기연장 기술
- MEMS기술을 활용한 센서 및 구동기 소형경량화 기술
- 수직이착륙 신개념 비행체 설계/해석/시험 기술
 - 수직이착륙 무인 비행체 형상 최적 설계 기술
 - 천이 모드시 공력 특성 예측 기술
 - 비행 모드 변환 메카니즘 설계 기술
 - 흡/배기 추진 세부계통 설계 및 통합 기술
 - 동력 요구 세부 계통 인터페이스 기술
 - PILS/HILS를 통한 탑재 시스템 성능 평가
 - 비행모드 전환시 안정성/조종성 증강 설계기술
- 회전익/고정의 혼합모드 동력장치 통합 기술
- 다중연결 제어 컴퓨터 구성 및 운용 소프트웨어 기술
- 고주파 광대역 무인기 통신 링크 기술
- 실시간 비행조종 및 임무계획 장비 개발 기술
- 스마트 무인기 임무/운용/자원 장비 통합기술

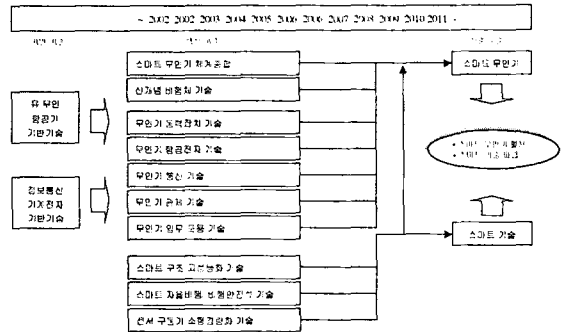


그림 2 스마트무인기 기술의 기술 개념도

3. 스마트무인기 기술개발 동향

3.1 해외 연구동향

현재 전 세계적으로 약 50개 이상의 무인기 개발 프로그램이 진행되고 있으며, 이 중 90% 이상이 군사적 활용을 위하여 연구 개발되고 있다(그림3). 그러나 대다수 전문가들은 머지않아 스마트 기술과 같은 고급 기술을 통하여 무인 항공기의 본격적인 민수 실용화가 실현되리라 보고 있으며, 이 경우 년 50% 이상의 폭발적 시장 성장률을 예측하고 있다.

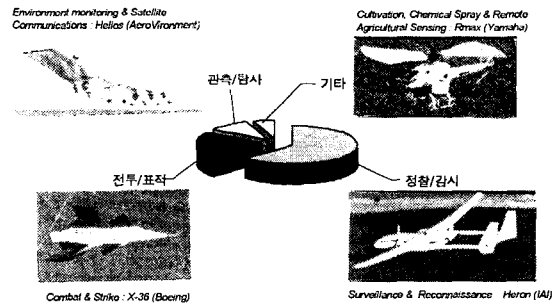


그림 3 무인항공기의 용도별 분류

미국과 이스라엘은 현재 군사용 무인기 기술에 있어 가장 앞선 국가들로서 15cm 크기의 초소형 무인기부터 여객기 크기의 장기 체공 무인 정찰기까지 연구개발을 활발히 진행하고 있다. 이 중 에서 최근 미국방연구소와 보잉사가 공동으로 개발 중인 CRW(Canard Rotor/Wing) 프로그램은 수직이착륙이 가능한 고정익/회전익 혼합 개념의 무인기 기체 개발을 목표로 하고 있다(그림 4).

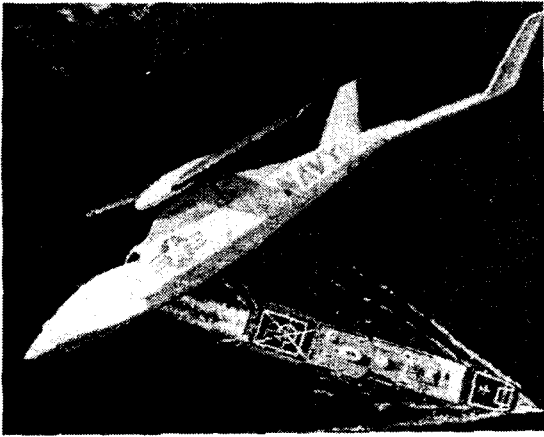


그림 4 보잉 CRW

민수·공공 용도의 무인기 개발 프로그램으로
는 미항공우주국에서 추진중인 ERAST
(Environment Research Aircraft & Sensor
Technology) 프로그램을 대표적인 예로 들 수 있
는데, 이 프로그램은 지구과학용 대기 관측 목적
의 고고도 장기 체공 무인기 및 센서 개발을 내
용으로 하고 있다. 총 10여종의 다양한 무인기들
이 각각의 목적에 맞게 개발되고 있으며, 태양열
전력을 이용한 AeroVironment사의 Helios 기종
을 포함하여 몇몇 무인기들의 시험 비행이 현재
활발히 진행되고 있다(그림 5).

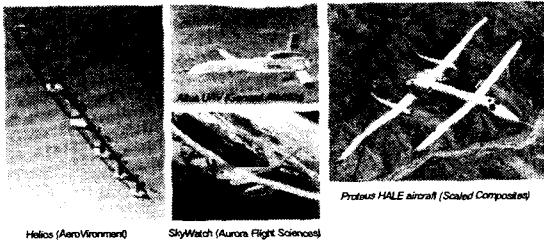


그림 5 ERAST 프로그램의 무인기

무인기의 활발한 개발과 함께 비행체의 성능과
안전성을 향상시키려는 많은 노력들이 스마트 기
술이라는 연구로 활발히 진행되고 있다. 미 육군
은 전력증강을 위하여 2010년 비행체 기술 달성
목표를 순항효율 20%, 기동성 110% 향상 및 정
비비 50%, 운용비 50% 감소로 설정하여 스마트
기술 연구에 적극적으로 지원하고 있다(그림 6).
스마트 고성능화 기술의 구체적인 예로는 미육군
의 MURI 프로그램에서 스마트 로터 및 구동기
기술 연구를 진행중이며, 영국 Westland사에서는

능동적 구조 진동 억제 기술의 실용화에 성공하
였다. 또한 수송 기계의 안전성 및 경제성을 혁
신적으로 제고하는 자율적 상태진단 및 수명주기
연장(HUMS) 기술이 몇몇 업체에서 실용화되고
있다. 이밖에 미국방부는 일부 대학 및 연구 기
관과 함께 1997~2001년까지 초소형 무인기 기술
개발을 통하여 초소형 항공역학/재료/추진기관/
제어/센서 기술 등을 중점 연구해오고 있다.

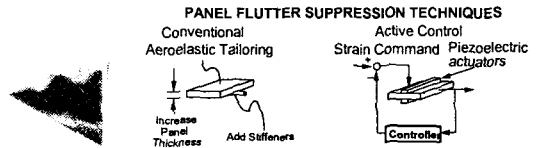


그림 6 스마트 구조 기술을 이용한
능동 구조 제어

3.2 국내 연구동향

국내의 경우 1980년대부터 어느 정도의 경제
기반이 확립되면서 고부가가치 첨단기술 확보의
필요성을 깨닫게 됨에 따라 항공우주기술 발전에
적지 않은 노력을 경주하고 있다. 그러나 아직까
지도 선진 기술국과 비교할 때, 많은 기술 격차
를 보이고 있는데 이것은 대규모의 투자비용이
필요한 항공우주기술의 특성과도 밀접한 관련이
있다. 반면 무인기 기술의 경우, 유인 항공기에
비하여 상대적으로 적은 투자비용과 제약 조건이
있다는 장점이 있으며 정보통신 및 전자기계 기
술이 밀접하게 관련되어 있다는 점에서 우리나라
의 여건과 잘 부합된다고 볼 수 있다.

국내의 무인기 연구개발 현황은 위에서 언급한
스마트 기술을 적용할 수 있는 기술수준에 도달
하지 못했으며, 주로 비행체 개발 및 기본적인
통신 및 자동비행에 대한 연구개발로 국한되어
왔다. 1990년부터 국방과학연구소는 한국항공우
주산업과 함께 군사 정찰용 무인기를 개발하여
현재 양산·운용 중이다(그림 7). 이 과정에서 국
방과학연구소는 고정익 무인 기체, 임무·통제
장비 등을 국산화하였으며, 관련 기반 시설, 기술
및 인력 등이 주관기관 및 참여업체를 중심으로
양호하게 구축되어 있다.

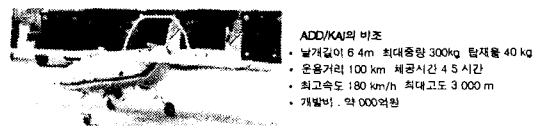


그림 7 국방과학연구소/KAI의 무인정찰기

중소업체들도 소형 무인기 개발에 적극적인 관심을 보이고 있는데, 아주실업(주)은 대공사격 및 조종 훈련용 무인기를 국산화 제작에 성공하였으며, 성우엔지니어링(주)은 표적 및 조종 훈련용 소형 무인기를 자체 개발한 경험을 가지고 있다 (그림 8).

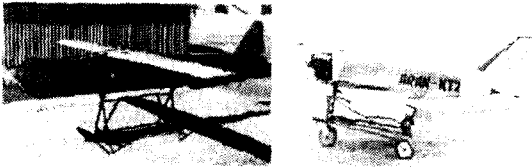


그림 8 아주실업의 GTT와 성우엔지니어링의 LST

한편 민수용 무인기 핵심기술 개발 또한 항공 우주연구원을 중심으로 활발히 진행되고 있다. 1999년 항공우주연구원은 장기체공 소형 무인기 (그림 9)를 자체 개발하여 현재 자동 비행 시스템 검증에 위한 비행 시험이 활발하게 수행되고 있으며, 성충권 무인 비행선 프로그램 또한 올해부터 본격적으로 수행되고 있다. 장기체공 소형 무인기 프로그램은 현재 기상청, 산림청, 해양청 등의 수요 제기에 부응하기 위하여 수요 기관과 공동으로 실용화 연구를 진행할 계획을 가지고 있다. 이밖에 1992년 대우중공업이 러시아와 합작으로 농업용 무인헬기 개발을 추진하였으나, 양산으로는 연결되지 못했다.



항공우주연구원의 KARI-UAV
 • 날개길이 3.2 m, 최대중량 15 kg, 탑재물 4~8 kg
 • 항속거리 2,400 km, 체공시간 25시간
 • 최고속도 120 km/h, 최대고도 5,000 m

그림 9 항공우주연구원의 장기체공 소형 무인기

수직이착륙을 위한 회전익기의 핵심기술들이 대학 및 산업체와 함께 한국항공우주연구원에서 설계, 해석 및 시험 능력을 확보하고 단계적으로 연구개발되고 있으며, 다수의 대학과 중소기업에서 지능 비행, 안전 운항 등의 기초 연구를 진행 중이다. 지능 진동 제어, 능동 구조·재료 등의 스마트 기술들이 일부 대학을 중심으로 기반 기술 연구가 수행되고 있으며, 초소형 무인기 관련 MEMS 기술 등이 다수 대학 및 연구소에서 활발하게 진행되고 있다.

스마트 비행 안전성 기술인 충돌 감지/회피, 인공지능, 상태 진단 등의 기술들은 스마트 무인기의 핵심 기술로서 항공기, 자동차, 로봇, 정밀 기계 분야 등에 대규모 기술 파급 효과를 가지고 있으며, 국내 대학 및 연구 기관에서 기반 연구들이 활발히 진행 중이다. 또한 고속의 비행체에서 안전하게 명령과 대용량 데이터를 송수신할 수 있게 해주는 무선 통신 기술은 무인기의 통제·운용에 필수적인 기술이며 국방과학연구소 및 항공우주연구원 등에서 핵심 기술들이 연구되고 있다.

4. 전산유체역학의 적용

일반적인 형태의 고정익/회전익 무인기의 개발을 위해 적용되는 전산유동해석 기술은 기존의 고정익 항공기 및 헬리콥터에 적용된 기술과 크게 다를 바 없다. 단지 무인기의 특성상 기체의 크기가 작아질 경우 대형 항공기에 비해 레이놀즈 수가 작아진다는 차이점이 있을 수 있지만, 이러한 저 레이놀즈 수 유동도 초소형 무인기(MAV)와 같은 극소형 비행체에 국한되어 적용될 수 있는 경우이다. 그러나, 수직이착륙과 고속의 순항속도를 동시에 만족하도록 하는 최근의 신개념 비행체 무인기의 임무요구도(Required Operational Capability)는 그 개념의 입증 및 정립되지 않은 공기역학적인 성능에 대한 분석을 위해 수많은 풍동시험과 더불어 다양한 부분에 대한 전산유동해석을 요구한다.

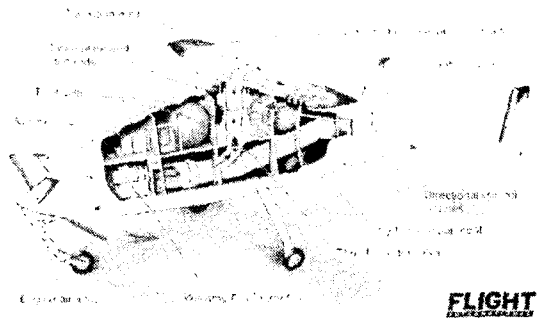


그림 10 CRW 비행체의 구조

현재 과학기술부의 21세기 프로티어사업의 일환으로 진행 중인 스마트무인기 기술개발사업에서 유력한 후보 비행체 개념으로 고려되고 있는 미 보잉사의 CRW형 무인기는 그림 10에서와 같이 틱렛 구동방식의 로터 형태를 가진 헬리콥터

형태로부터 주 로터가 정지된 상태인 3-양력면(three lifting surfaces) 구조의 고정익 항공기로 변환되는 전환형 항공기(convertiplane)의 형태를 취하고 있다. 이러한 형태의 비행체에는 틸렛 방식의 회전익과 3-양력면 고정익 항공기에 적용되는 전산유동해석기술이 모두 적용되어야 함은 물론이고, 두 비행모드사이 존재하는 천이(transition or conversion)모드에 대한 유동해석도 요구된다. 또한, CRW 개념은 아직까지 그 개념이 입증되지 않는 미완의 신개념 비행체로서, 이미 구축된 방대한 데이터베이스로부터 출발하는 보편적(conventional) 형상의 항공기 설계와는 달리, 성능에 관한 데이터베이스 구축을 위한 수많은 풍동시험과 함께 전산유동해석에 대한 요구가 더욱 절실한 개념이라고 할 수 있다.

CRW개념의 항공기는 회전익의 비행 모드시 회전익의 구동을 위해 엔진배기가스를 덕트를 통해 로터 블레이드의 끝단으로 유도하여 분사하는 반응구동(reaction driven) 방식을 채택하고 있다. 이와 같은 틸렛 방식의 회전익 항공기는, 로터의 기본적 공력성능이 블레이드의 양향력과 같은 로터의 외부유동특성에 의해 결정되는 기존의 축구동(shaft driven) 방식의 헬리콥터와는 달리, 로터 내부덕트 및 틸렛 노즐의 유동특성과 같은 내부유동특성과 긴밀한 연관(혹은 상충)관계에 의해 로터의 전체적 성능이 결정되는 독특한 특성을 내포한다. 즉, 로터를 회전시키는 구동력은 로터의 외부형상에 의한 공력하중과 틸로부터 분출되는 제트의 추진력에 의해 결정되게 되는데, 이러한 필요 틸렛 추력은 블레이드 끝단으로부터 엔진의 출구까지 연결된 덕트 시스템의 내부 유동특성과, 더 나아가 엔진의 성능과도 직접 연관되어 나타나게 되므로 기존의 항공기에서와 같이 외부유동과 내부유동을 엄격히 구분하여 해석할 하는 것은 타당한 접근방법이 아니다. 이와 같은 내부 및 외부 유동해석의 복합적인 연관은 전산유동해석뿐만 아니고 비행체의 개념설계단계의 사이징과정에서도 적용되어야 하며, 이는 CRW형 비행체의 사이징에 있어서 기존의 헬리콥터 사이징 코드를 그대로 적용할 수 없다는 점과 상통한다[1]. 현재 스마트무인기 개발사업의 후보 비행체 개념으로 고려되고 있는 CRW형 무인항공기의 개발을 위해 필요한 전산유동해석 분야는 다음과 같이 분류 될 수 있다.

주의 대칭형 에어포일 및 날개 유동해석

CRW의 날개/로터는 회전익 모드에서는 비행체의 전체 양력을 발생시키는 로터로서, 고정익

모드에서는 전체 비행체의 양력의 일부를 분담하는 고정익의 기능을 가지게 되므로 두 비행모드를 모두 만족시키기 위해서는 전후 대칭형의 에어포일 형태를 취하게 된다. 이와 같은 대칭형 에어포일에 대해서는 지금까지 정형화 되어 있는 공력 데이터베이스가 구축되어 있지 않기 때문에 여러 가지 기하학적 형태(두께비, 곡률, 등) 및 유동조건(마하수, 레이놀즈수, 천이조건, 등)에 따른 대칭형 익형에 대한 2차원 유동해석이 이루어져야 한다. 생성된 이차원 익형에 대한 공력계수는 비행체의 회전익 모드 및 고정익 모드의 비행체 사이징 단계에서 기본 공력 데이터로서 활용되게 된다. 또한, 대칭형 에어포일로 구성된 주익에 대한 유동해석은 고정익모드에 대한 유동해석은 물론이고, 회전익 모드에 대한 유동해석도 수행함으로써 두 가지 비행모드에서의 주익의 공력특성을 파악하고 필요한 공력계수를 추출한다.

로터의 정지 및 전진비행시 유동해석

로터에 대한 정지(호버링) 비행 및 전진비행에 대한 3차원 유동해석은 주익의 로터로서의 공력특성을 파악하기 위해 수행되어야 한다. 정지 비행시의 유동해석은 헬리콥터 로터의 정지비행 해석시에 일반적으로 적용되고 있는 회전항이 추가된 유동의 지배방정식과 호버링 및 주기(periodic) 경계조건을 적용한 정상유동 해석기법을 통해 적은 계산비용으로 계산이 가능할 수도 있으나, 계산속도 및 용량이 허용하는 경우에는 비정상 동적격자기법을 적용하여 로터격자를 주어진 속도로 회전시켜 계산하는 것도 하나의 방법이 될 수 있다.

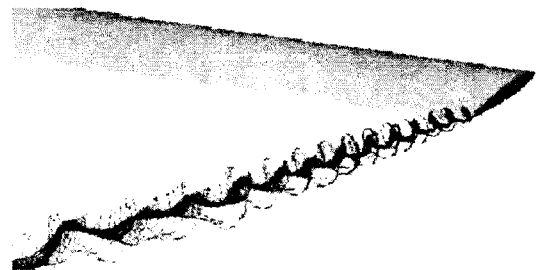


그림 11 CFD를 이용한 블레이드 끝단 와류의 포획

이러한 동적격자방법을 적용할 경우 전진 비행시에 대한 로터의 유동해석도 자연스럽게 이루어질 수 있게 된다. 로터의 유동해석의 경우에는 로터 블레이드의 끝단 와류와 로터의 상호간섭에

의한 공력특성의 변화를 파악하기 위해 끝단 와류를 포획할 수 있도록(그림 11) 고 정확도의 수치적 기법 및 격자의 분포가 요구된다.

딥젯-로터 상호간섭 유동해석

축 구동(shaft driven)방식의 로터 블레이드 끝단와류가 블레이드와의 상호작용에 의해 로터의 공력특성을 변화시키는 것처럼 로터의 구동을 위해 블레이드 끝단노즐에서 분출되는 제트 또한 로터의 공력특성을 변화시킬 수 있다. 이와 같은 딥젯과 로터와의 상호간섭효과를 파악하기 위해 정지 혹은 전진비행 상태에 있는 로터의 끝단에 분출을 고려하여 유동해석을 수행하며, 이러한 경우에도 분출되는 제트가 소멸되지 않고 유지되도록 하기 위한 수치기법의 보완과 함께 격자의 밀집이 요구된다.

고정의 비행모드 전기체 유동해석

CRW형 무인기의 고정의 비행모드에서의 전기체 유동해석은 일반적인 고정의 항공기에 대한 유동해석과 유사하다고 할 수 있다. 단지 커나드, 주익, 꼬리날개로 구성된 3-양력면 형태를 취하게 되므로 이들 양력면들의 조합을 통한 공력해석을 통해 양력면들 간의 공력적 간섭효과를 파악하는 것이 필요하다.

천이 비행모드 전기체 유동해석

CRW형 비행체에서 그 기술적 난이도가 가장 높다고 인식되고 있는 비행모드는 회전익 비행모드에서 고정의 비행모드로(혹은 반대의 경우로) 전환되는 천이비행 모드라고 할 수 있다. CRW 개념은 이러한 천이모드에서 주익(로터)이 가급적 완전한 무하중(complete unloading), 혹은 무양력 상태가 되도록 하여 로터의 진동과 같은 동역학적 문제를 피하고자 하며, 이 비행모드에서 기체의 무게를 지탱하기 위한 필요 양력은 커나드와 수평꼬리날개에서 발생하도록 되어 있다. 그러나, 대칭형 에어포일로 형성된 주익(로터)의 피치각은 물론이고 기체의 받음각을 영으로 하는 정확한 비행상태를 유지한다 하더라도 고양력 장치의 전개된 상태의 커나드에서 발생하는 내리흐름, 동체와 주익사이에서 존재하는 벤츄리(venturi) 효과, 기타 여러 가지 비대칭 기하학적 형상 및 유동조건 등에 의하여 주익은 불가피한 하중상태에 놓일 수가 있게 된다. 이러한 의도되지 않은 주익의 하중은 로터의 회전각(azimuth angle)에 따라 그 크기가 주기적으로 변화하게 되면서 비행체의 전체 공력계수를 변화시켜 기체

진동으로 나타나게 되고, 비행체의 정적 및 동안 정성에도 영향을 미치게 된다. 천이모드에 대한 유동계산을 위해서는 전기체에 대한 유동계산을 기본으로 하고, 주익(로터)이 회전익모드의 회전 속도로부터 시작하여 정지하는 과도적(transient)인 과정을 6자유도 운동과 결합된 유동해석을 수행하는 것이 엄밀한 방법이지만은 하나, 이러한 접근은 과도한 계산시간 및 용량을 요구할 수 있다.

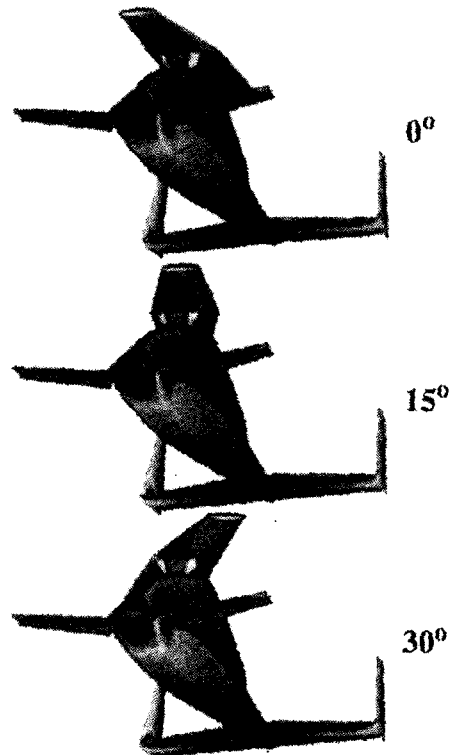


그림 12 로터의 각 방위각에서의 표면압력분포

연구된 바에 의하면 천이비행 상태에서 가장 극심한 주익의 하중 상태는 로터의 회전이 멈추기 직전의 마지막 몇 회의 회전의 경우이며, 또한 이러한 회전의 시간 스케일이 유동의 시간 스케일보다 훨씬 작기 때문에 로터 블레이드를 회전의 각 방위각에 정지된 상태로 설정하여 정상 유동계산을 수행하는 것으로도 천이상태를 모사할 수 있다고 한다[2]. 따라서 그림 12에서와 같이 천이비행조건에서 로터 블레이드의 방위각을 적절히 분할하여 로터의 각 방위각 위치에 따른 유동해석을 수행하여 방위각에 따른 공력계수를

추출할 수 있으며, 그림 13은 그 계산 결과 중의 하나로서 주익의 방위각에 따른 롤링 모멘트의 변화를 보여준다. 로터의 방위각에 따라 항공기의 공력중심도 변화하게 되므로 이와 같은 유동계산을 통해 천이비행시의 항공기의 정적안정성의 변화를 파악할 수 있다.

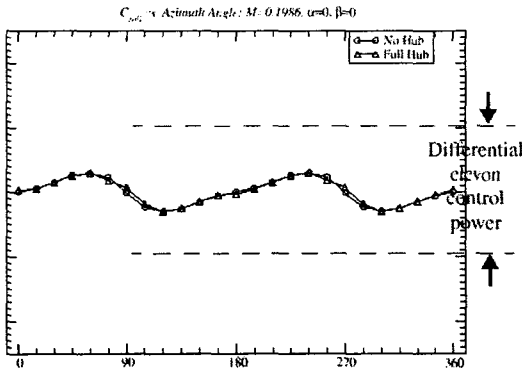


그림 13 로터의 방위각에 따른 비행체 롤링모멘트의 변화

엔진 흡입구 유동해석

터보제트 혹은 터보팬 형태의 엔진을 장착한 항공기의 경우 엔진 흡입구의 형태 및 위치는 엔진의 성능 및 항공기 주위의 유동에 영향을 미치게 된다. 특히, 엔진 흡입구가 회전하는 로터의 내리흐림(downwash)에 위치하는 경우 이에 의한 엔진 정지추력의 변화를 가져올 수 있으며, 비행조건에 따라 흡입구에 유입되는 공기의 흐름이 달라질 수 있으므로 최적의 흡입구 형상 및 위치선정을 위한 유동해석이 요구된다.

커나드/수평꼬리날개 고양력 장치 유동해석

CRW형 항공기는 천이비행모드에서 비행체의 전체 양력을 커나드와 수평꼬리날개로부터 발생시키는 개념으로 되어 있다. 이러한 천이비행 모드에서의 필요 양력을 만족시키기 위해서는 커나드와 수평꼬리날개의 면적이 크게 설계되어야 하며, 고속 순항비행시인 고정익 비행모드에서는 두 양력면의 크기가 가급적 최소화 되어야 한다. 이와 같은 두 가지의 비행조건을 동시에 만족하기 위해서는 커나드와 수평꼬리날개에 고양력 장치의 적용이 불가피 하게 되며, 천이비행 조건에서 고양력 장치에 대한 유동해석이 필요하다.

엔진 분출류-동체 유동간섭 유동해석

CRW 개념은 엔진의 제트가 회전익 모드에서는 덕트를 통해 로터 쪽으로 유도되어 반동 구동

(reaction driven)방식에 의해 로터를 구동시키고, 고속순항 비행에서는 일반 제트항공기에서와 같이 후방으로 분출되도록 하여 추력을 발생시키는 구조로 되어 있다. 이에 따라 덕트의 길이가 상대적으로 길어지게 되어 덕트에 의한 추력손실이 커지게 된다. 이와 같은 덕트 손실을 감소시키기 위해 후방의 제트 분출구를 동체의 중간에 설치하게 되는 경우 제트와 동체의 유동간섭이 발생하게 되고, 최적의 분출위치 및 형상을 설계하기 위한 유동해석이 필요하게 된다.

방향제어용 측면제트 유동해석

CRW형 비행체는 정지비행시 요우방향의 제어를 위한 방향제어(directional control)시스템이 필요하게 되는데, 이는 엔진의 제트(혹은 압축기의 압축공기)의 일부를 별도의 가느다란 도관으로 유도하여 동체의 후방으로 분사시키거나, 후방 덕트를 차단하고 덕트의 양쪽에 설치된 분사 밸브를 통해 제트를 분사하여 방향제어를 할 수 있다. 이와 같이 동체의 후방에 설치된 방향제어 시스템의 설계를 위해서는 로터의 내리흐림, 동체와의 간섭 등을 고려한 유동해석이 수행되어야 한다.

동체 유동해석

CRW형 비행체는 일반 항공기와는 달리 커나드의 장착, 로터의 허브시스템, 엔진분출구의 위치의 특이성 등에 의해 동체의 형상이 몽푼해 질 수 있음에 따라 저항력 동체의 설계를 위한 유동해석이 필요하게 된다. 또한, 성능해석 코드가 요구하는 동체에 대한 공력계수 추출을 위한 동체만의 유동해석이 필요하다.

전기체 지면효과 유동해석

수직이착륙 항공기는 지면 가까이에서 정지 비행시 내리흐림과 지면의 충돌에 의해 비행체의 공력계수가 달라질 수 있으며, 이러한 현상은 엔진의 배기가스 재유입(reingestion), 분수효과(fountain effect) 등과 같은 여러 가지 공기역학적 문제로 나타나게 된다. 이러한 유동 현상에 대한 접근은 회전익 상태의 전기체와 지면을 함께 해석함으로써 가능하며, 회전익에 대한 계산이 과도하다고 판단될 경우에는 회전익을 디스크로 모델링하여 문제를 단순화시킬 수 있다.

배기 덕트 유동해석

CRW형 비행체는 그림 10에서 보는 바와 같이 동체의 내부에 두개의 가지로 분리되는 덕트 시



시스템이 존재한다. 하나는 로터의 구동을 위해 엔진의 제트를 로터의 허브 쪽으로 유도하는 덕트이고, 다른 하나는 고속순항비행 모드에서 전진 추력을 발생시키도록 후방노즐로 유도하는 덕트이다. 두 가지 비행모드에서 엔진 제트의 전환은 덕트의 분기점에 장착된 전환밸브나 각 덕트에 설치된 밸브의 개별적 개폐를 통해서 이루어진다. 이와 같은 덕트 시스템은 덕트의 길이, 굽힘, 축소, 확대 등에 의해 상당한 유로 손실을 내재하게 되며 이는 엔진의 성능과도 직결되므로 덕트 내의 유동해석을 통해 최소의 손실을 갖는 덕트 시스템을 설계하는 것이 중요하다.

로터 덕트 유동해석

로터의 허브를 지나 로터의 팁젯 노즐까지 연결된 로터의 덕트 내 유동은 일반적인 덕트 유동과는 많은 차이점을 가진다. 특히, 로터 내의 덕트 유동은 로터의 회전에 의해 원심력 상태에 놓이게 되고 이러한 원심력은 소위 "펌핑(pumping)효과"라는 덕트 유동의 이득으로 나타나게 된다. 또한 로터 블레이드의 피치조절을 위해서는 허브 근처의 페더링(feathering) 축이 원형 덕트로 되어야 하며, 따라서 이 부분이 로터의 덕트 유로 중에서 최소의 단면적을 갖게 되어 유동의 쇼킹이 쉽게 발생할 수 있으며, 유로의 확대 및 축소에 의한 손실이 크게 나타나는 부분이다. 로터의 허브 쪽의 덕트는 2-블레이드 로터의 경우 엔진의 배기덕트로부터 "Y" 자의 형태로 분기되어 각 블레이드의 덕트로 연결된다. 이와 같이 로터의 덕트는 손실을 발생시키는 여러 부분들을 포함하고 있는 관계로 다양한 조건에 대한 덕트 유동해석을 통해 최소의 손실을 가지는 덕트 시스템에 대한 설계가 요구된다.

추력 전환밸브 정상/비정상 유동해석

배기덕트에 장착된 추력전환밸브는 비행모드에 따라 제트의 분출방향을 로터와 동체의 후방 노즐로 전환시키는 작용을 하는 것으로서 제트 전환단계에서 발생할 수 있는 덕트 유동의 손실 및 비정상적 유동현상을 최소화하기 위한 밸브의 정상 및 비정상적 유동해석이 필요하다.

팁젯 노즐 유동해석

로터의 끝단에 설치된 팁젯 노즐은 기본적으로 추력을 최대화하면서도 팁젯에 의한 유동소음을 최소화하는 방향으로 설계가 이루어져야 한다. 일반적으로 팁젯 노즐의 형태는 축소노즐의 형상으로 설계되는데, 이것은 팁젯의 출구 마하수가

1을 넘지 않도록 하여 소음을 최소화하려는 목적과, 추력을 증대시키기 위하여 축소-확대노즐로 설계하는 경우 탈 설계점(off-design point)에서의 추력효율이 급격히 감소되기 때문이다. 또한 블레이드 팁의 속도와 팁젯의 속도비(V_T/V_E)가 0.5근처에서 최대의 추력효율을 나타내는 것을 고려하여 노즐의 형태가 결정되어야 한다.

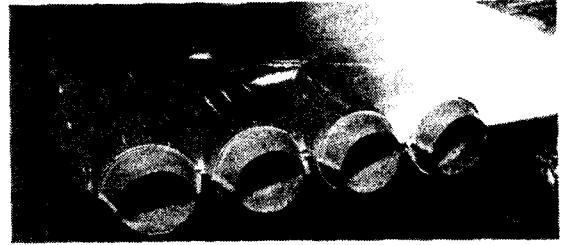


그림 14 팁젯 노즐의 형태

배기 덕트-비행체 내부 열 유동해석

터보젯트 혹은 터보팬 엔진의 제트류에 대한 전환을 통해 비행체를 비행모드별로 운용하는 CRW형 항공기는 고온 고압의 제트를 유도하는 덕트 시스템이 동체의 내부를 통과하게 되므로 덕트로부터 발생하는 열이 동체의 내부 유동장 형성되게 되고, 이는 동체 내에 설치된 다수의 전자장비의 운용환경을 지배하게 된다. 고온 사이클(hot cycle)로 정의되는 터보젯트 엔진을 장착한 경우에는 제트의 온도가 700°C 정도, 온 사이클(warm cycle)인 터보팬 엔진의 경우에는 제트온도가 약 500°C 정도으로써 어떤 방식의 사이클 형태로 채택이 되건 동체 내부의 열전달 문제는 상존한다. 이러한 고온 환경에서의 열 분포를 예측하고, 덕트나 장비의 단열설계, 그리고 필요한 경우 내부 공조시스템의 설계를 위해서는 동체 내부에 덕트 시스템과 탑재장비가 장착된 상태에 대한 내부 열 유동 해석이 필요하게 된다.

5. 결론

본격적인 정보화 시대의 도래에 따라 고급 정보를 신속하게 입수·분석·처리할 수 있는 국가만이 자립 생존할 수 있는 미래가 다가오고 있다. 기존 무인기의 단점을 혁신적인 성능과 비행 안전성으로 극복한 스마트 무인기 기술은 다양한 정보 수요를 신속하고 입체적으로 수요자에게 충족시켜 줌으로서 한 차원 높은 정보화 시대를 여는 미래 핵심기술이 될 것이다. 고성능·고안전



성 수직이착륙 스마트 무인기는 민·공·군에의 활용 범위와 용도가 광범위할 뿐만 아니라, 본격적인 민수 실용화가 달성되는 시점 이후에는 폭발적인 시장 성장률과 함께 인간의 생활환경을 크게 바꾸어 놓을 전망이다. 또한 스마트무인기에 필요한 스마트 기술들은 정보통신, 인공지능, 정밀광학, 교통운항 등 폭넓은 분야에서 막대한 기술 파급효과를 가져다줄 것이며, 궁극적으로 우리나라를 첨단 기술 선진국의 대열에 오르는 데 큰 기여를 할 것이다.

고 부가가치 기술 생산 국가로의 변신이 절실한 우리나라는 첨단 미래 기술인 항공우주기술을 빠른 시일 안에 선진국 수준으로 끌어 올려야 하는 과제를 안고 있다. 이러한 관점에서 볼 때, 우리나라는 몇몇 대형 국책 항공기 개발 사업을 통하여 항공기 개발 시설 및 인력이 양호하게 구축되어 있으며, 정보 통신 등 첨단 관련 산업 또한 정부의 적극적인 육성 정책에 따라 기반기술이 양호하게 확립된 상태이다. 이러한 기반 기술들을 바탕으로 정부의 적극적인 주도 하에 관련 산·학·연이 일체가 되어 스마트무인기 기술의 연구개발에 경주한다면 2010년대 세계 5위권 기술 선진국은 결코 어려운 일이 아닐 것이다.

본 고에서는 현재 세계적으로 활발히 연구되고 있는 스마트 무인기의 기술개요 및 동향에 대한 분석과, 과기부 21세기 프론티어사업의 일환으로 착수된 스마트무인기 기술개발사업에 있어서 전산유동해석의 적용 분야와 그 역할에 대해서 논하였다. 수직이착륙과 고속순항성능을 동시에 만족해야 하는 스마트무인기의 비행체 개념의 입증과 성능자료의 축적을 위해서는 다양한 분야에 대한 전산유동해석과 관련기술이 심도 있고 체계적으로 적용되어야 할 것이며, 이를 위해서는 그동안 축적되어온 각 관련 연구기관의 전산유동해석 기술의 발전과 이의 상호 보완적 연계 연구가 요구되는 시점이다.

참고문헌

- [1] Crossley, W. A. and Rutherford, J. W., "Sizing Methodology for Reaction-Driven, Stopped-Rotor Vertical Takeoff and Landing Concepts," *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 6, Nov-Dec., 1995
- [2] Pandya, S. A. and Aftomis, M. J., "Computation of External Aerodynamics for a Canard Rotor/Wing Aircraft," *AIAA* 2001-0997.