

## ◎ 특 집 : 연구실 소개

## 한국항공우주연구원 공기역학분야 연구 소개

이 장 연<sup>1</sup>, 김 인 선<sup>2</sup>

한국항공우주연구원의 공기역학 분야 연구는 주로 항공기 및 발사체 개발에 관련되어있으며 형상 설계로부터 유동해석, 성능해석 및 비행시험에 이르기까지 개발사업의 중요한 부분을 담당하고 있다. 본 기고에서는 스마트 무인항공기와 성층권 비행선, 그리고 3단형과학로켓(KSR-III) 등 주요 국가 항공우주 연구개발사업과 관련한 항공우주연구원 공기역학분야의 연구소개 및 연구개발 추진방향을 기술하였다.

## 1. 서 론

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)은 국가적 항공우주산업 육성계획에 따라 1989년 항공우주전문연구기관으로 설립된 이후 지금까지 항공기, 위성, 로켓 기술의 혁신적 개발을 위하여 꾸준히 연구원의 기반을 정비하고 연구개발에 노력을 기울여 오고 있다. 또한 현재 추진중인 국가 항공우주개발계획을 이끌고 있는 주체로서, 21세기 항공우주산업입국을 앞당기기 위해 선도적인 분야에 중점을 둔 국책사업을 추진 중에 있다.

항공기 분야에서 중급항공기개발, 8인승 쌍발 복합재 항공기개발, 중형항공기개발사업, 4인승 선미익형 소형항공기(반디호) 개발사업을 추진하여 왔으며, 최근에는 성층권 비행선 개발사업, 4인승 전진익형 항공기 개발사업 추진에 이어 금년도에 착수된 스마트 무인기 개발사업 등 다양한 형상의 항공기를 연구개발 중에 있다.

로켓 분야에서는 1990년대 초의 1단형 과학관측로켓 개발에 이어 2단형 중형과학로켓을 개발하였으며 금년말에는 액체엔진을 이용한 3단형 과학로켓의 발사가 예정되어있다. 또한 금년도에는 100kg급 위성을 지구 저궤도에 올려놓을 수 있는 소형위성발사체 개발사업(KSLV-1)이

착수되어 국산 위성발사체 개발이 본격화 되었다.

이러한 항공기 및 발사체 개발과정에서 공기역학분야의 업무는 초기 개념설계 단계에서 형상설계, 최적형상을 위한 유동해석, 풍동시험, 그리고 비행시험을 통한 최종 성능확인까지 개발사업의 중추적인 역할을 수행한다. 세부적으로는 기존의 공력 database를 이용한 초기형상설계와 보유한 s/w를 이용한 공력해석 및 성능분석, 그리고 풍동시험을 통한 공력성능 검증, 비행시험자료를 통한 최종 성능 확인을 통하여 공력해석 및 설계 능력을 향상시켜나가고 있다.

## 2. 주요연구분야

현재 항공우주연구원에서 공기역학분야의 연구가 중점적으로 이루어지고 연구분야는 스마트 무인기 개발사업, 성층권 비행선 개발사업과 발사체 개발사업이 있다. 여기서는 각 사업에 있어서의 공기역학분야의 역할과 연구방향을 소개하고 그리고 전산유동해석을 중심으로 해석방법 및 결과를 간략히 소개하고자 한다.

## 2.1 스마트무인기 개발사업

일반적인 형태의 고정익/회전익 무인기의 개발을 위해 적용되는 전산유동해석 기술은 기존의 고정익 항공기 및 헬리콥터에 적용된 기술과 크게 다를 바 없다. 단지 무인기의 특성상 기체

<sup>1</sup> 정희원, 한국항공우주연구원 항공연구부

<sup>2</sup> 정희원, 한국항공우주연구원 우주발사체연구부

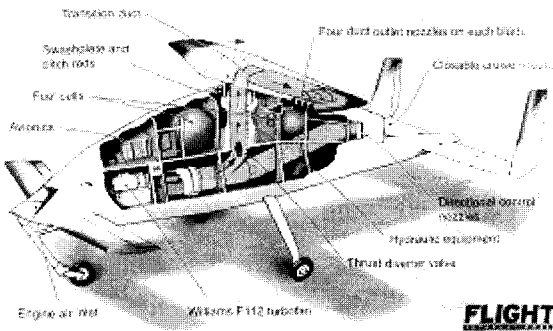


Fig. 1 CRW 비행체의 구조

의 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.

현재 과학기술부의 21세기 프로티어사업의 일환으로 진행 중인 스마트무인기 기술개발사업에서 유력한 후보 비행체 개념으로 고려되고 있는 미 보잉사의 CRW(Canard Rotor/Wing)형 무인기는 그림 1에서와 같이 틱젯 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 틱젯 방식의 회전익과 3-양력면 고정익 항공기에 적용되는 전산유동해석기술이 모두 적용되어야 함은 물론이고, 두 비행 모드사이에서 존재하는 천이(transition or conversion)모드에 대한 유동해석(그림 2)도 요구된다. 또한, CRW 개념은 아직까지 그 개념이 입증되지 않은 미완의 신개념 비행체로써, 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 회전익 비행 모드시 회전익의 구동을 위해 엔진배기가스를 덕트를 통해 로터 블레이드의 끝단으로 유도하여 분사하는 반동구동(reaction driven) 방식을 채택하고 있다. 이와 같은 틱젯 방식의 회전익 항공기는, 로터의 기본적 공력성능이 블레이드의 양항력과 같은 로터의 외부유동특성에 의해 결정되는 기존의 축 구동(shaft driven) 방식의 헬리콥터와는 달리, 로터 내부덕트 및 틱젯 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 틱젯으로부터 분출되는 제트의 추진력에 의해 결정되게 되는데, 이러한 필요 틱젯 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 접근 방법이 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 분류될 수 있다.

- 주익 대칭형 에어포일 및 날개 유동해석
- 로터의 정지 및 전진비행시 유동해석
- 틱젯-로터 상호간섭 유동해석
- 고정익 비행모드 전기체 유동해석
- 천이 비행모드 전기체 유동해석
- 엔진 흡입구 유동해석
- 카나드 및 수평꼬리 날개 고양력장치 유동해석
- 엔진 분출류-동체 유동간섭 유동해석
- 방향제어용 측면제트 유동해석
- 동체 유동해석
- 전기체 지면효과 유동해석
- 배기 덕트 유동해석

- 로터 덕트 유동해석
- 추력 전환밸브 정상/비정상 유동해석
- 탭젯 노즐 유동해석
- 배기 덕트-비행체 내부 열 유동해석

## 2.2 성층권 비행선 개발사업

한동안 정체를 겪은 비행선 개발은 최근 신소재의 개발과 관련 기술의 발전으로 대형 화물 운반용 저고도 비행선과 통신중계용 고고도 비행선 등 새로운 개념의 비행선 개발 시도가 진행되고 있다. 국내에서도 한국항공우주연구원을 중심으로 200m급 성층권 비행선 개발을 목표로 한 사업이 진행되고 있으며 현재 첫단계로서 50m급 고고도 비행선을 개발중이다.

많은 설계기술과 자료가 축적되어 있는 항공기와는 달리, 비행선은 체계적인 설계기술과 자료의 축적이 부족하다. 따라서 정확한 공력성능의 예측이 요구되는 성층권 비행선 개발을 위해서는 풍동시험과 더불어 CFD 기법의 활용이 효과적이다. 특히 설계 초기에 통상적으로 사용하는 경험적 코드의 신뢰성이 검증되지 않은 상태에서의 CFD 기법은 신속하고 신뢰성 있는 공력특성 확보에 필수적이다.

항우연의 비행선 설계 시에도 그림 3과 같이 VSAERO, C-MARC 등 패널코드를 이용하여 공력특성을 계산하여 성능해석과 비행시물레이션의 자료로 활용하였다 [3]. 또한 비행선의 풍속계 위치 선정과 위치효과 보정을 위해서도 CFD와 패널코드가 사용되었다 [4].

비행선은 정적으로 불안정하므로 동안정 특성이 중요하다. 그러나 동안정 특성예측은 경험적 코드로는 한계가 있으며, 풍동시험은 특수한 장치가 필요한데 현재 국내에서는 가용시설이 없다. 따라서 CFD기법이 유용한 대안이 될 수 있으며, 현재 정상, 비정상 Euler 코드를 이용한 동안정 특성 해석이 진행중이다. 비행선 동안정 특성은 이미 강제진동풍동시험으로 확보된 자료가 있으므로 CFD 예측결과의 비교자료로 활용할 예정이다.

## 2.3 3단형 과학로켓 개발사업

### KSR-III 공력특성 분석

한국항공우주연구원에서 개발하고 있는 3단

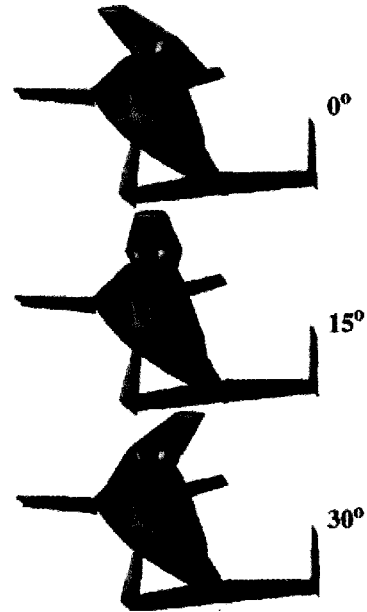


Fig. 2 CRW 로터의 각 방위각에서의 표면 압력분포 [2]

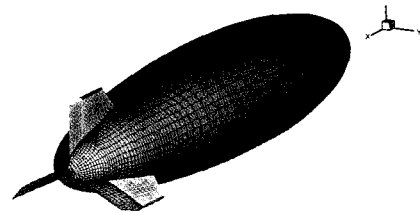


Fig. 3 50m급 비행선의 표면 격자 ( $\delta E=10^\circ$ ,  $\delta R=0^\circ$ )

형과학로켓(KSR-III)은 액체 추진기관을 이용한 과학관측로켓으로 전체 길이는 약 14m이며, 전방동체(spherically blunted cone), 실린더형의 동체와 스킵트 그리고 핀으로 구성되어 있다. 일반적으로 로켓의 형상은 비행안정성, 목표고도, 비행성능, 그리고 자세제어 등에 대한 설계 요구조건을 만족시킬 수 있도록 설계되는데, 이의 설계를 위해서는 후보형상에 대한 신뢰도 높은 공력특성 분석이 필수적이다. KSR-III는 체계종합적 반복 설계과정을 거쳐 개발되고 있으며 각 설계과정은 로켓의 공력특성, 공력하중, 부분품에 작용하는 힘/모멘트, 플룸과 로켓의 간섭 등의 다양한 공력분석 자료를 필요로 한다. 각 설계단계에서 생성되는 형상에 대해서는 여러 종류의 코드들을 활용해 수치해석을 수행

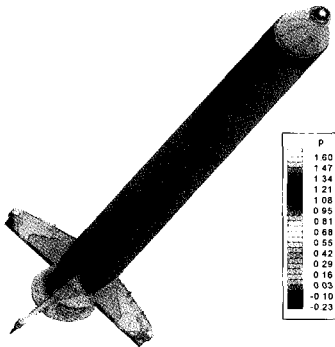


Fig. 4 KSR-III 표면압력 분포 (M=2.1, 받음각=5도)

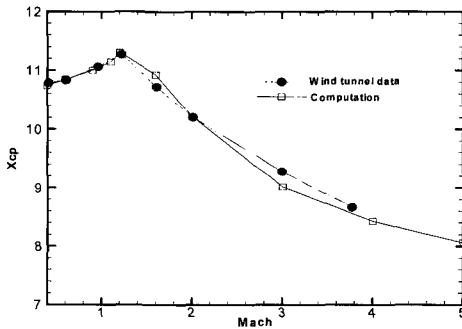


Fig. 5 마하수에 따른 압력중심(Xcp) 변화

하고 또 주요 설계가 완성된 경우에는 풍동시험을 통해 그 공력특성을 확인하고 있다.

그림 4와 5는 받음각 5도 경우의 KSR-III 모델에 대한 유동해석의 한 예로서 그림 4에는 표면압력분포를 그리고 그림 5에는 발사체 정안정성 판단의 기준이 되는 압력중심(Xcp)의 위치를 풍동시험결과와 비교하여 나타내었다. 이의 해석에는 672,864개의 격자점과 6개로 구성된 다중블럭 격자계가 사용되었으며 3차원 Euler 방정식이 사용되었다 [5].

이 계산들을 통하여 KSR-III에 작용하는 힘과 모멘트 그리고 공력하중을 분석할 수 있었고 특히 정안정성의 판단의 기준이 되는 압력중심(Xcp)의 위치를 매우 정확하게 예측할 수 있었다.

**발사화염 유동분석**

발사체의 발사대 출발시 배기화염, 즉 초음속 제트가 노즐로부터 배출되는데, 이 제트는 지상

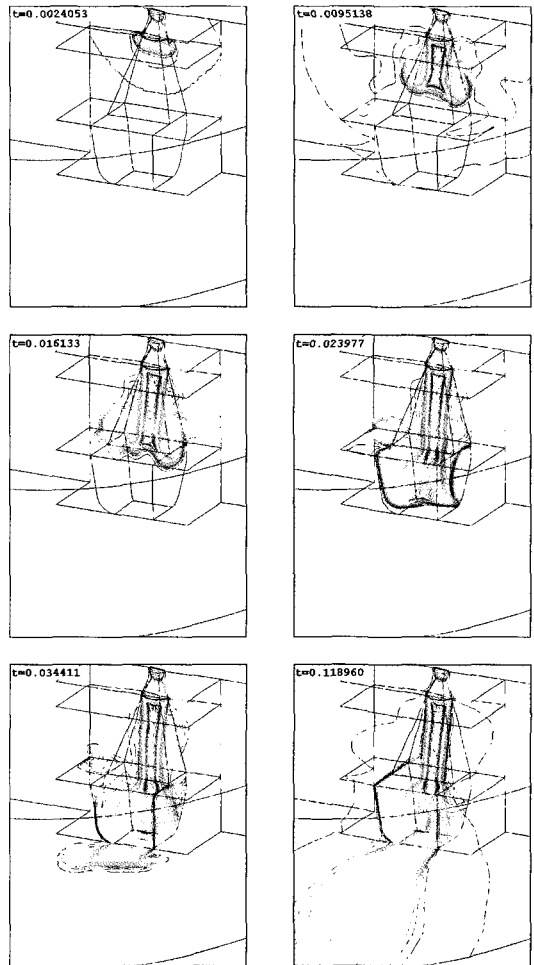


Fig. 6 시간에 따른 플룸의 거동(온도분포)

구조물과 충돌하게 되고 발사체 쪽으로 역류시는 위험한 상황을 초래할 수 있다. 따라서 배기화염이 로켓 본체와의 간섭없이 순조롭게 배출되는 것이 중요한데 이의 목적으로 사용되는 것이 화염편향장치이다. KSR-III의 발사도 화염편향기 위에서 이루어지도록 함으로써 엔진에서 분출된 화염이 발사체 하부와의 간섭 없이 안전하게 빠져나갈 수 있도록 한다. 화염 편향기에 대한 유동계산의 목적은 발사체의 지상 발사 단계에서 노즐에서 분사된 고온 고압의 제트가 지면에 충돌하면서 역류된 흐름의 일부가 발사체의 하부에 위치하는 부분품에 공력 및 열적으로 얼마나 영향을 미치는가를 파악하는 것이다.

KSR-III 발사대의 화염 편향기에 대한 유동해

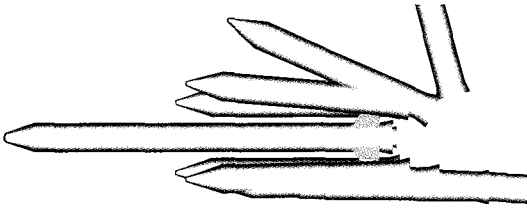


Fig. 7 부스터 분리레직

석은 압축성 비점성 방정식을 이용하여 시간 정확도를 갖는 비정상 계산으로 이루어 졌다. 유동 계산은 노즐의 챔버 조건( $P_c=200\text{psi}$ ,  $T_c=3,388\text{K}$ )으로부터 시작하여 플룸이 시간에 따라 노즐을 지나 화염 편향기에 부딪혀 나오기까지 수행되어 시간에 따른 플룸의 거동을 파악하도록 하였다. 따라서 유동의 초기조건은 노즐의 챔버면을 제외하고는 전 영역에 대해 속도가 없는 지상 대기조건을 적용하였다. 그림 6은 노즐의 챔버면으로부터 성장하는 플룸의 시간에 따른 온도분포를 보여준다. 본 유동계산을 통해 플룸이 화염편향기에 도달하는 과도적 상태(transient state)는 물론이고, 플룸이 완전히 성장한 후에도 플룸의 윗 방향으로의 역류는 거의 나타나지 않고 매우 순조로운 방향으로 화염이 방출되는 것을 볼 수 있었다.

#### 단 분리 및 노즈 페어링 운동 예측

탑재체를 저궤도로 운반하기 위한 발사체의 구성(Configuration)은 대부분의 경우 다단 형태로 하여 높은 효율을 얻을 수 있도록 하는 것이 일반적이다. 다단 구성은 탑재체의 중량 및 목표 고도, 그리고 기본 발사체의 성능 등 여러 가지 요소를 고려하여 직렬형(Tandem), 병렬형(Strap-On), 혹은 이의 혼합형으로 구성할 수 있으며, 이때 어떤 형태로든 충돌 없는 안전한 단분리를 위한 분리 장치를 필요로 한다. 분리 장치의 목적은 다 타 버린 저단을 고단으로부터 안전하게 분리시키는 것으로, 분리력을 충분히 크게 함으로써 달성이 가능하다. 그러나 지나친 분리력은 무게의 증가뿐만 아니라 비행을 계속 해야 할 고단부에 교란을 미칠 우려가 있어 필요한 최소한의 분리력만을 갖도록 분리 장치를 설계하는 것이 필요하다. 이러한 분리력의 결정을 위해서는 분리력 작용에 다른 고단 및 저단부의 6자유도 운동을 정확히 예측해야 하며, 특

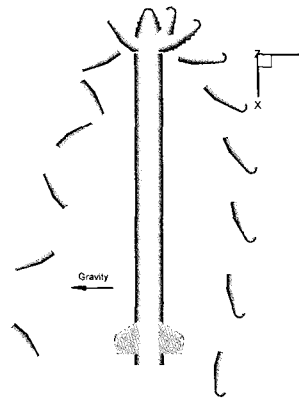


Fig. 8 노즈 페어링 분리레직

히 분리된 저단과 고단간의 상호 영향, 플룸의 작용 등 복잡한 공력 현상의 해석을 필요로 한다. 이로 인하여 분리 장치의 설계에는 경험적 기법의 적용이 어려우며, 대부분의 경우 CTS(Captive Trajectory System)를 이용한 풍동시험에 의존한다. 그러나 최근의 전산유체역학의 발달은 이러한 복잡한 비정상 유동 해석 및 6자유도 운동 예측의 결함을 가능하게 했으며, 분리력의 결정 및 분리 장치의 설계에 유용한 자료를 제공하고 있다. 항우연에서는 앞으로의 위성 발사체 개발에 대비한 선행 연구로서 병렬형 [6] 및 직렬형 [7] 분리 장치의 설계 및 유동 해석을 수행하였으며, CTS 풍동시험과의 비교를 통하여 예측의 정확도 및 신뢰도를 높이고자 하였다. 그림 7에는 최대 받음각을  $5^\circ$ 로 예상하였을 때의 최소 분리력에 의한 병렬형 부스터(Strap-On Booster) 단분리 운동을 나타내었으며, 적절한 안전 계수를 고려해 줌으로서 최적 분리 장치를 설계할 수 있다.

개발된 단분리 운동 예측 기술은 다양한 문제에 적용될 수 있으며, 항공 분야에서는 전투기 외부 장착물(Store) 혹은 조종석 덮개(Canopy) 분리 등이 대표적 예다. 발사체 분야에 있어서는 그림 8에 나타난 노즈페어링(nose fairing)의 분리 문제를 예로 들 수 있으며, 이의 해석을 위해 현지 구속 조건에 의한 운동의 제한을 나타낼 수 있도록 하였다.

#### 공력 가열 현상 예측

위성발사체는 공기 중을 극초음속으로 비행하

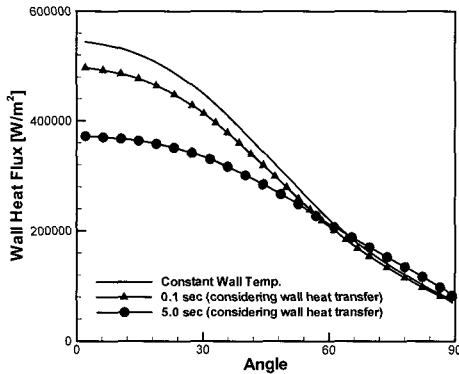


Fig. 9 내부열전달을 고려한 공력가열 비교

게 되며, 따라서 전두부에서의 심각한 공력 가열이 예상된다. 비록 재돌입 비행체에서와 같은 고온은 아니라 하더라도 전두부에서의 가열은 적절한 단열재의 보강 없이는 탑재부의 온도를 정상 작동 환경 조건 이하로 유지시켜 줄 수 없다. 그러나 단열재 역시 분리 장치 설계와 마찬가지로 발사체의 무게 감소를 위해서는 탑재부 내부 온도를 탑재체의 정상 작동 범위로 유지시키기 위해 필요한 만큼만 보강되어야 한다. 필요한 단열 처리의 정도를 결정하기 위해서는 발사체 외부 유동에 의한 열전달 뿐만 아니라 단열재 및 구조물 등을 통한 고체 내 열전달, 그리고 필요시 탑재부 내부의 유동 해석을 필요로 한다. 또한 발사 초기 조건에서부터 예상되는 비행 궤적을 따라서 시간에 따른 유동 및 열전달을 해석하여야 하는 어려움이 따른다. 이런 예측을 기반으로 설계된 전두부의 단열 특성을 확인하기 위해서는 공력 가열 시험 (Aerodynamic Thermal Simulation)이 필요하며, 유동에 의한 가열 조건은 해석에 의해 주어 져야 한다. 항우연에서는 MINIVER 코드를 사용하여 이론적/경험적 기법에 의한 공력 가열 예측 및 이러한 열이 구조물을 통해 어떻게 전달되는를 예측하며, 그 결과를 설계 및 시험 자료로 사용해 오고 있다[8]. 최근에는 전산유동해석을 통해 공력가열 현상을 좀 더 정밀하게 예측하려 시도하고 있으며, 정상 유동 해석과 비정상 열전달 예측을 결합함으로써 정확도를 높 이려 하고 있다[9]. 그림 9에는 발사체 노즈부 내부의 열전달 설정 조건에 따른 외부 공력 가열을 비교하였으며, 계산 효율 및 정확도를 더

욱 높임으로써 이러한 기법이 설계 코드로 사용 될 수 있도록 하고 있다.

### 3. 결 언

항공우주연구원에서 공기역학분야의 연구가 중점적으로 이루어지고 있는 사업을 중심으로 공기역학분야의 역할과 연구방향 그리고 전산유동해석 관련 연구를 소개하였다. 전산해석은 비행체 설계의 필수 도구로써 풍동시험을 통한 검증, 그리고 비행시험 자료를 이용한 최종성능확인을 통하여 공력설계, 해석, 시험의 복합적 능력향상을 꾀하고 있다.

### 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 pp.2001-0997*.
- [3] 옥호남, "비행선 동체 공력 특성 예측," 추계학술대회 논문집, 한국전산유체공학회, (2001).
- [4] 옥호남, 장병희, 이윤교, 오수현, "전산유동해석에 의한 비행선 풍속계 설치 위치 선정," 춘계학술대회, 전산유체공학회, (2002).
- [5] 김인선, 라승호, 옥호남, 최성욱, "KSR-III 공력특성 및 발사화염 충돌유동에 대한 연구," 한국항공우주학회지 제30권 제2호, (2002).
- [6] 이상연 외, "직렬형 우주 발사체의 공력특성 및 Buffeting 선형연구," 한국항공우주연구원, 최종연구보고서 O00050, (2002).
- [7] 옥호남, 김인선, 라승호, 김성룡, "Sounding Rocket의 Nose Fairing 분리 운동 예측," 추계학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, (2002).
- [8] 이준호, 오범석, 박정주, 조광래, "KSR-III의 열해석 및 단열에 대한 연구," 한국항공우주학회지, 제28권, 제7호, (2000).
- [9] 김성룡, 이준호, "비행체 내부 열전달을 고려한 공력가열 해석 연구," 추계 학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, (2002).