

# 실험기에 의한 SST 연구계획(1997-1999)

일본항공우주기술연구소

## 1. 서론

1994년 6월에 항공 전자등에 대한 기술 심의회로부터의「항공기술의 장기적 연구 개발의 추진방책에 대하여」라는 제목의 제 18호 답신이 있었다.

이 답신에 따라 1995년도부터 과학기술청 항공우주기술연구소에서 「고속항공기의 기술 연구」를 추진하고 있다. 이 연구는 연구소가 핵심이 되어 민간대학, 국립 연구기관과 긴밀한 연계를 구축하여 추진해야 할 중요한 연구과제로 되어있으며 답신의 요점은 다음과 같은 4개항목으로 정리되어 있다.

△ 항공기산업은 고도첨단기술을 시스템으로 하여 통합하고 높은 부가가치를 낳는 기술집약형 산업이며 그 실력의 함양을 도모한다는 것은 중요하다.

△ 항공수송의 양적확대는 금후도 계속되며 장거리로선의 고속화가 요구되고 경제성과 환경적합성을 겸비한 차세대 초음속수송기에 대한 기대가 높아진다. 21세기초에 마하 2~2.4로 순항하는 기체의 국제공동개발이 시작될 가능성이 있다

△ 차세대 초음속기의 국제공동개발에 구미와 손색없는 입장에서 참가하기 위해서는 전체적인 기술능력을 상당히 향상해야 할 필요가 있다.

△ 국가를 중심으로하여 독자적으로 기술개발을 추진하고 소형기에 의한 비행실험을 포함한 기술개발성과의 실증을 지향하는 일이 극히 중요하다.

## 2. 고속항공기 기술의 연구추진

본 연구의 추진에 있어 생각되는 실용 가능한 초음속수송기는 ①마하 2~2.4, 승객300명 정도, 항속거리 10,000km 정도의 성능을 가지고 경제성에 뛰어나고 ②저소음으로 NOx의 배출이 적은 환경적합성을 갖추고 ③기존공항에서 운용할 수 있고 타 항공기와 공통의 항공교통관제방식에 적합되어야 하는 것이 요구되며 또 소닉붐의 절감도 기대되고 있다.

1996년 2월에 과학기술청 연구개발국의 소형고속실험비행 실험계획연구회로부터 「소형실험기에 의한 차세대 초음속기 기술의 연구 추진」이라는 제목의 보고가 있었다. 이 보고에서는 일본이 차세대 초음속수송기의 국제공동개발에 참여했을 때에 카드가 되는 중점 기술과제를 제시하고 있다. 이것들은 모두 일본이 자랑하는 기술분야에 착안한 것으로서 각항에 대해 독창성이 있는 기술을 육성함으로써 세계수준을 초과할 가능성을 말하고 있다. 특히 CFD 공력설계기술을 위시하여 제트 엔진의 탑재에 관한 인테이크노즐, 나셀기술 복합재, 적용기술 등에 대해서는 유망한 연구성과를 비행실증하기 위해 소형 무인 고속실험기를 개발하여 비행시키고 겸하여 시스템을 통합하는 기술력의 축적을 도모할 필요성을 강력히 권고하고 있다. 소형고속실험기에 의한 차세대 초음속수송

기기술의 연구계획이 제시되었다. 본 계획은 CFD(전산유체역학)공력설계기술의 실증에 초점을 경주한 로켓 실험기 계획을 선행시켜 조기에 성과를 얻는것을 지향하고 있다. 그리고 제트 실험기 계획에서는 제트 엔진을 탑재한 기체를 가지고 고도의 CFD 공력설계기술을 개발 실증함과 동시에 공기흡입구, 배기노즐의 성능향상, 재료, 구조등의 유망기술에 대해 자료물연구 위한 연구를 추진할 자세로 되어있다. 로켓실험기와 제트실험기에 각각 고유의 특징을 살리고 전체적으로 차세대 초음속수송기에 필요한 중요기술을 비행실증하려고 하는 것이다.

## 3. 연구계획

전 2항의 사고방법에 따라 항공우주기술연구소는 고속항공기 기술의 연구계획을 설정했다. 고속항공기의 개발기반으로서 중요한 개개의 요소 기술연구를 추진함과 동시에 그 성과중 비행실증을 필수로 하는것에 대해서는 시스템 기술연구에 있어 개발을 기획하고 있는 일련의 소형 고속실험기에 의해 비행실험을 실시할 계획이다. 또 요소기술의 성과를 집어넣어 실험기의 능력향상을 도모하는 것이 기대되고 있다.

이런 뜻에서 시스템 기술연구와 요소기술 연구는 서로 보완하면서 상승작용을 한다. 소형 고속실험기의 개발과 비행실험은 「국제공동개발에 참여함에 있어서 실제

로 항공기를 제작하여 비행을 실증하는 기술능력이 중시된다. 이는 현실도 감안한 것이다.

#### 4. 연구의 추진체제

1992년 10월에 제 18호 답신에 따라 항공우주기술연구소는 근 미래 항공기술 연구조직을 발족시켰다. 이 조직은 관련 각 부처에 걸친 횡적 연구에 대처하고 연구의 원활과 효과적인 수행을 의도하고 있다. 항공기 기술연구팀은 종합 리더의 지도하에 스텝과 예산반, 총무반의 지원을 받으면서 대외적인 연구협력의 추진, 실험기에 관한 검토, 요소기술의 연구를 추진하고 있다.

특히 인재, 자금, 설비의 계획적이며 효율적인 활용에 유의하여 이 조직을 운용하는 일이 중요하다고 인식하고 있다.

#### 5. 연구의 제휴

본 연구에서 다루어지는 기술과제는 고도하고도 첨단적이며 폭 넓은 분야에 걸쳐 있기 때문에 국가가 선도적 역할을 하면서 국내외 대학, 항공기관과의 민간회사, 해외의 연구기관과의 공동연구 가능성을 조사하고 기획 추진을 도모할 필요가 있다. 처음부터 연구협력의 중요성을 더욱 인식하여 공동연구반을 설치했다. 상대측의 이해와 공동연구반의 노력의 성과로서 지금 19개 항목의 연구협력이 실시되고 있고 그 중 계약이 체결되어 추진되고 있는 공동연구도 8건에 이르고 있다. 항공우주기술연구소가 장차 일본에서 고속기 기술에 관한 연구정보의 교류점으로서 역할을 다할 수 있도록 발전되기를 기대하고 있다. 해외와의 연구협력은 고도의 연구를 강력

히 추진하고 국제 레벨의 기술연구와 상호보완을 달성함과 동시에 장래 국제공동개발을 조성하는 온실로서 장차 다각적인 성과를 낳게 되기를 기대한다. 금후 국내에 있어서도 국제적으로도 상호간에 유익한 연구교류를 강화해 나간다. 고속항공기용 재료에 관해서는 고온과 하중이 복합된 환경하에서의 재료변화를 비교적 단기간의 시험으로 추진하는 「환경가속시험법」에 대해 연구회를 기획하여 11개의 관계기관의 참여를 획득했다. 일본항공우주공업회에서 실시하고 있는 차세대 초음속 수송기용 개발조사에 참여함과 동시에 일본항공기 개발협회에서 실시되고 있는 기체 시스템 조사 및 항공기국제공동개발촉진기금에서 실시되고 있는 환경영향조사에 협력하여 항공기 개발의 현실을 확인하면서 연구를 추진하고자 유의하고 있다.

#### 6. 요소별 기술연구

개개의 연구과제마다 착수의 시기와 사정, 성과가 달성될때까지 소요되는 연구유 의 기간도 다르지만 현재 특별연구로서 16개 과제 및 경성연구 두과제를 추진하고 있다. 그중 착수후 얼마되지않은것을 제외하고 개요를 소개해 둔다.

##### (1) 고 레이놀즈수 공력

###### 시험법의 연구

축정부 0.2, 각 마하수 1.5~2.5 전온도 330k, 전압 80~150kPa의 연속속 소형초음속 풍동에 있어서의 전압 정압측정을 하고 정속영역의 존재가 시사되었다. 10년간의 운전에 상당하는 노즐 구동장치의 저온 환경 내구시험을 했다. 저온화에 의해 레이놀즈수를 높혀 고속항공기의 연구에 활용

할 계획이다. 또 본 연구를 추진하여 장래 실제항공기 규모의 초음속풍동이 건설될때에 필요한 데이터와 노하우를 축적한다.

##### (2) 저란화기술의 연구

전술한 연속속 소형 초음속 풍동으로 기류의 혼란을 저감하고 고속항공기의 저항감소를 도모할것을 목적으로 연구를 추진하고 있다. 기류의 혼란을 측정하는 열선 프로브의 특성평가를 실시함과 동시에 질량, 류량 변동계측, 압력변동계측, 온도변동계측을 하고 기류의 솔리레인 사진을 촬영했다. 축정부 저면에 발달하는 난류경계층 내에 질서운동을 검출했다.

##### (3) 기능성피막에 의한

###### 표면 센싱연구

레테늄 착체를 포함한 「감온도료」를 사용하여 풍동시험 모형의 표면경계층에 일어나는 층류에서 난류으로의 천이를 저온 풍동으로 마하수 0.4 기류온도 150K에서 선명하게 가시화 하는데 성공했다. 정상상태와 온도과도상태에서 촬영한 CCD화상에서의 디지털신호를 상쇄한 차를 다시 화상화하는 방법에 따랐다. 이들 기반적 기술은 고속항공기는 물론 많은 풍동시험에 있어 유력한 측정 가시화 수단을 제공하는 것으로 기대된다.

풍동시험 모형의 표면전체의 압력분포를 일거에 계측하는 혁신기술의 개발을 지향하여 자외선으로 일어나서 발광하는인광의 강도가 기류의 압력에 따라 변화하는 「감압도료」의 개발을 계속하고 입력응답시험장치를 사용하여 감압도료의 특성을 조사하고 있다. 이 연구는 워싱턴대학, 동경공업대학과 협력해서 실시하고 있는 것

## 자료

로 산소의 농도가 높아지면 백금올타에틸 프르피린(PtOEP)를 포함한 도료의 적색발광이 억제되는 성질을 이용하고 있다.

### (4) 공력형상의 연구

전술의 연속식 소형 초음속풍동 천음속 풍동, 초음속풍동에 있어 초음속 공력형상의 연구를 계통적으로 실시할 목적으로 감온액정 필름에 의한 천이시험의 준비, 반천모형 지지장치의 설계, 고속다점 압력계 측정치의 배선배관계획, 소형 트레버스장치 제작의 준비, 기존의 압력 속도 센서류의 교정시험, 후류측정시험을 했다. 또 간단한 형상의 델타나래를 사용하여 천음속 및 초음속의 풍동시험을 하고 CFD계산의 검증을 하려고 하고 있다.

### (5) 복합재의 공력탄성

#### 티어러링 연구

마하2 이상의 속도로 순항하는 고속 항공기는 꼭 음속전후의 속도영역을 통과한다. 이때 상당히 낮은 동압으로 프렛터가 발생하기 쉬운것이 알려져 있다. 이것은 고속항공기를 개발함에 있어서 해결하지 않으면 안되는 중요한 기술과제다. 하나의 대책은 주익을 복합재로 제작하고 그 이방성을 이용하여 주익에 밖으로부터 힘이 더해졌을 때 생기는 굽힘점과 뒤틀린 형을 프렛터가 일어나기 어렵도록 제작하는 기술이며 이것을 공력탄성 티어러링이라고 부르고 있다.

복합재모형에 의한 알로 날개의 공력탄성 티어러링 효과를 확인하기 위해서 복합재 모형을 설계하고 제작중에 있다.

### (6) 알로이 프렛터의 능동제어 연구

또 하나의 대책은 음속전후의 속도영역

을 통과함에 있어 본래 항공기가 갖추고 있는 키의 면을 능동제어하여 프렛터의 억제를 도모하는 방법이다. 알로이 날개를 대상으로하여 풍동시험에 의해 프렛터억제의 실증을 하려고 하고 있다.

날개에는 가속도계, 비정상 압력센서, 타각도센서 등이 장착되어 있는데 더해서 날개에 설치되어있는 다수의 빛을 발하는 점의 움직임을 CCD소자로 계측하여 날개의 변형을 측정하는 시도가 시행되고 있다. 풍동시험 모형에 장착하는 센서류의 개선을 추진하고 비정상압력시험을 실시하여 데이터를 수집하고 있다.

### (7) 내열 열가소 복합재구조의

#### 실증연구

고속항공기를 실현하는데는 구조중량을 35%이상 줄일 필요가 있어 복합재의 이용률을 특히 높이는 일이 필수이다. 특히 충격에 의해 부분적으로 손상을 받은 후에 비행을 계속해도 압축강도를 유지할 수 있는지 여부가 중대한 과제이다. 가급적 실제 기체에 가까운 레벨의 기술적 데이터를 얻기위해 CF-PEEK제 꼬리날개 모델을 제작하여 12만 비행 상당의 충격후 피로시험을 한 후에 잔류강도시험을 하고 알루미늄 복합금과 비교해서 35%의 중량경감이 기대할 수 있다는 것을 실증했다.

또 내열 열가소복합체 CF-PIXA에 대해 일방향재강도시험, 늦치 압축전단시험 CAE시험등을 실시했다.

### (8) 내열 열가소복합재료의

#### 강도평가

고속항공기의 주요구조재료로서 기대되는 내열제 비스말레미드 수지를 사용한 3

차원 복합재료의 강도 데이터 취득, 내부손상의 초음파 탐상에 의한 분석을 실시했다. CAI시험에서 3차원 직재는 2차원재의 1.5배이상의 강도를 가지고 있다는 것이 확인되었다. 유공판의 시험편설계 3차원 직재에 의한 박관 곡면성형성의 검토에 착수했다.

### (9) 내열구조재료의 고온폭로

#### 시험과 평가

고속항공기에서는 구조재료가 비행할때마다 180~120°C의 고온에 방치됨으로 재료가 고온에 부딪친 후에 어느정도의 강도를 유지하고 있는지에 대해 충분한 설계데이터를 필요로 한다.

내열구조재의 15000시간 고온폭로후 강도평가시험 및 내산화처리형 구조재의 5000시간 고온폭로후 강도평가시험을 모두 종료했다. 경금속재료의 고온폭로후 강도에 대해 러슨 밀러 수평식을 적용시킨 해석을 하고 환경가속 시뮬레이션에 유망한 결과를 얻었다.

### (10) 엔진용 초내열복합재의 적용

엔진을 경량화하고 또 터빈의 냉각을 부분적으로라도 덜게되면 고속항공기 전체가 경량화되어 연료효율도 개선되어 경제성이 개선된다. 계량으로 고온강도가 높은 재료로서 SiC/SiC복합재를 선정하여 1600°C에서의 고온강도시험을 하고 특성을 측정하여 응역의 왜성관계의 데이터를 축적했다. 주사형 전자현미경 등을 사용하여 재료의 미세한 구조의 관찰을 실시하고 있다. 재료를 개량한 결과 종래의 인성이 불충분한 평판상의 파괴에서 SiC섬유에 의한 강화가 달성된것을 나타내는 뿔

아내는 형의 파괴가 발생하여 인성의 개선이 나타났다.

(11) 저 NOx연소기의 연구

성층권의 오존층을 보호하기 위해서는 고속항공기 엔진으로부터 질소산화물(NOx)의 배출을 감소시키는 일이 필수과제이다. 항공기술연구소에서는 더블 스웰 버너를 개발하여 안정성이 높은 연소방식으로 질소산화물의 배출을 아주 낮게 억제하는 목표를 세웠다. 이 버너에 쓰이는 두 종류의 기류미립화연료 노즐을 설계 제작하여 레이저광 산란입경분포측정장치를 사용하여 미립화성능의 측정을 하고 있다.

(12) 저소음 고효율 노즐의 연구

제트에서 나오는 소음을 엔진의 추진력을 희생하지않고 심플한 장치로 저감할 수 있다면 고속항공기의 경제성이 향상할 것으로 기대된다. 항공기술연구소에서는 노즐에 작은 터브를 부착하는 방식으로 10dB정도의 감음에 성공하고 있다. 또 에젝터 부착의 원형 및 비원형 노즐의 제트 소음 저감효과를 명백하게 하기위해 음향 인텐시티법을 가지고 어느 요소에 장착하면 어디에서 발생하는 소음이 감소하는가를 조사하여 발생주파수 영역의 분석을 하여 연구를 추진하고 있다.

(13) 엔진의 CFD연구

고속항공기의 공기흡입구는 공기의 효율적인 압축 및 안정된 작동을 할 수 있도록 설계해야한다. 이를 위해서는 CFD의 활용이 실험적 연구와 함께 극히 중요하며 인티코의 흐름 해석용 계산격자 및 계산

코드의 개량을 실시하고 있다. 또 CFD를 활용하여 고속항공기의 압축기, 터빈의 설계를 신속하게 하는데는 다단익열 흐름해석을 정도높게 실시할 필요가 있고 실제 엔진의 운전 데이터를 가지고 검증하려고 하고 있다.

(14) 엔진시스템의 연구

고속항공기에 장착키로 예정한 엔진 시스템에 대해 개념설계를 기반으로하여 비행해석, 아음속순항시 성능, 가변 바이패스 비의 검토를 추진했다. 또 소형 고속실험기의 후보 제트 엔진에 대해 초음속성능 예측계산을 실시했다.

이미 HYPR엔진을 생각한 마하3으로 총압회복율이 81%에 달하는 공기흡입구의 풍동시험에 성공하고 있다.

1995년도에 풍동시험을 실시한 설계 마하수 2.5의 날개일 탐재형 공기흡입구에 대해서 개량을 실시하여 시험준비를 추진하고 있다.

(15) 고온 고부하 터보 요소연구

고속항공기에서는 엔진의 중량당 출력을 각단으로 향상시킴과 동시에 연료소비를 저감하는 일이 요구되고 있고 압축기 및 터빈의 부하를 높임과 함께 보다 높은 온도로 작동하는 터빈이 요구되고 있다. 고부하 터보요소 분야에서는 초고부하 압축기의 시작익열의 저속모형시험과 CFD해석을 하고 초고부하 터빈의 기본익열 주위의 특수한 흐름을 가시화하여 상세하게 조사하고 있다.

고온 터보요소 분야에서는 점차로 끝이 퍼져가는 필름 냉각공의 형상 및 초내열재료와 고열전도성재료를 경사가능화한 구

조부품의 개발에 대해 조사 검토를 추진하고 있다.

(16) 고속항공기의 공력해석 시스템의 개념검토

가장 유력한 기술로서 CFD를 항공기의 설계에 있어 실용화하는데는 뛰어난 흐름해석 코드를 숙성하는것 만으로는 불충분하며 설계단계에서 제안되는 새로운 아이디어에 대응해서 일어나는 공력형상의 변경에 신속하게 대응하여 짧은 턴 어라운드 타임으로 CFD 계산을 실행하여 설계자가 딱 떨어지게 개량설계의 성과를 인식할 수 있도록 뛰어난 화상처리를 하는것이 꼭 필요하다. 그리고 역문제해법이라고 불리는 바람직한 압력분포를 주어 대응하는 공력형상을 구하는 방법이 설계의 추진에 도움이 된다. 이외같은 관점에서 고속항공기에 특유의 얇고 굴곡이 큰 날개에도 대응할 수 있는 단면생성기능의 사양 재검토, 유저 밀도함수를 정의함으로써 표면격자 생성 소프트웨어 격자선 밀도를 제어하는 기능추가, 초음속 영역에서의 역문제 해법의 정식화를 추진했다.

(17) 초음속에 있어서의 층류제어기술

마하20이상으로 장거리를 비행하는 항공기에서는 층류제어가 실용화되면 경제성이 현저하게 개선된다. 3차원초음속 흡입 날개에 적합한 압력분포계산의 수단으로서 일반곡선좌표에서 나타낸 압축성 경계층 방정식계산법 코드화를 실시했다. 또 포물형 안정방정식에 따른 경계층 안정계산 코드를 개발 했다. 압축성 경계층의 천이 가시화에 대해 저온액정법에 의한 시험

## 자료

을 하고 있다.

### 7. 실험기 설계

항공우주연구소는 소형고속실험기 비행 실험계획연구회에서 실시된 논의에 적확하게 응하는 자세로 항공기제조회사 등과 의 계약에 의해 1995년도에 소형 고속 실험기에 관한 개념설계 등을 추진했다. 이어서 로켓 실험기에 중점을 두고 기본설계를 추진하고 있다. 실험기는 무인기라고 조달 가능성을 고려한 추진계통으로는 로켓 엔진 내지 초음속비행이 가능한 2종의 제트엔진을 단발 또는 쌍발형태에서 장비하는 구상이다. 실험목적은 정리하고 비용 대 효과를 감안하여 실험기의 소형화를 추구하는 관점에서 통상 활주에 의한 이 착륙을 피하고 JATO(보조 로켓에 의한 일시적으로 가속을 가해 이륙하는 방식)등을 사용하는 추진방식과 낙하산 회수방식을 선정했다.

### 8. 실험기의 설계목적과 얻는 성과의 개요

비행실증을 해야할 기술과제의 선택에 관해 연구회에서 논의된 4개의 기준

- ① 차세대 초음속 수송기의 개발에있어서 주요한 기술과제여야 할 것
- ② 지상시험에서는 얻을 수 없는 성과가 기대되는 기술이어야 할 것
- ③ 일본 독자의 기술잠재력에 따른 기술이어야 할 것
- ④ 적절한 규모에서 비행실증이 가능해야 할 것

에 적합하도록 유의하여 개념설계의 착수에 있어 실험기 시작·비행실험의 목적을 설정 했다. 즉 필수적인 목적으로서

「실험기의 비행에 의해 CFD기술을 활용한 공력설계수법을 실행할 것」여기에 부수하는 목적으로서 마하2 정도의 초음속비행을 하고 「기술의 실증에 도움이 되는 데이터를 취득하는데 적합한 실험기 시스템을 구축할 것」으로 했다. 실험기 및 비행지원 시설비에 신기술을 채택하여 그 실증을 도모할 것을 권고했다.

개념설계의 추진방법으로서 고속비행상태에 초점을 마춘 정량적 검토를 함과 동시에 그 실험에 부수하여 필요한 각종 비행상태 기체개요 비행지원설비, 시험계획 개발스케줄에 대해 정성적인 검토를 하고 개발경비에 대해서도 추정하도록 요구했다. 개념설계작업결과 표4에서 표시하는 3종류의 제원 및 3면도를 얻었다.

### 9. 로켓실험기

실증기술과제로서 ①고양항비설계기술 ②층류해석기술 및 ③쓰낙분 해석기술을 선정했다. 추진제 중량 3300kg정도를 로켓 두부부근에 실험기를 장착하여 근처에서 발진시켜 고도 15km, 마하2의 수평비행상태로 투입함과 동시에 발사용 로켓을 분리시킨다. 발사용 로켓에는 대형 안정날개를 갖

추고 타면을 제어하는 안이다. 기체하부에 장비한 순항용 로켓에 의해 2분간의 비행을 하고 그 사이에 직선비행 정상선회를 포함하여 소망의 양력계수 범위에서 공력 데이터를 취득한다. 기체에 움직이는 공기력을 분리계측하기위해 순항용 로켓이 발생하는 추진력 및 여기에 움직이는 공기력을 꺼내어 계측할 수 있도록 장치를 한다. 발사용 로켓 및 실험기의 비행에 필요한 방법의 유도, 제어는 비행제어계산기를 중추로 하여 관성센서 에어 데이터 계산기에서 구성되는 디지털 FBW방식에 의한 자립항법으로 한다. 업 다운 링크에 의해 데이터취득지령을 한다. 실험기의 위치는 자립항법하는 실험기에서 텔레미터에 의해 지상의 계속 기록장치에 전송된다. 이것과는 별도로 비행안전을 확보하기 위해 지상관제장치의 트럭킹 안테나의 방위각, 각각 및 트랜스폰더까지의 렌즈 레이트에 의해 실험기의 위치를 지상에 서도 파악하고 불축의 사태에 대비한다. 강하 감속후에 기체중심부근에서 낙하산을 퍼서 해상회수를 하려고 하고 있다.

### 10. 단발 제트실험기

실험기의 제원표

기종	로켓	단발제트기	쌍발제트기
주날개면적	13.4m <sup>2</sup>	10.0m <sup>2</sup>	8.0m <sup>2</sup>
전폭	4.6m	4.5m	4.2m
전장	10.5m	11.0m	9.0m
동체지름	0.4m	약0.5m	0.5~0.4m
속도	M 2.0	M 1.6	M1.5+
고도	15km	15km	15km
추력		15.9kN 22.2kN(A/B)	8.5kN×2
고속시험시간	2분	10분정도	2분
전비중량	1930kg	1720kg	1600kg
구조질량	1420kg	540kg	557kg
발진	로켓발사	카티팔트	JATO
회수	해상회수	육상회수	해상회수
강하속도	15m/s		6.7m/s

이 실험기에서는 실증기술과제로서 ① 고양항비설계기술 ②ATC/데이터링 및 ③ 쓰닉붐 해석기술을 선정했다. 기타 비행성 구조 하중 공력기열에 관한 데이터 취득을 지향하고 있다. 제트기는 추력을 제어할 수가 있으므로 수평직선 정상비행에 더하여 수평정상선회비행을 하여 넓은 범위에 걸친 공력특성 데이터의 취득을 제안하고 있다. 또 육상회수의 이점을 살려 기체표면의 폴로페턴의 취득을 제안하고 있다. 항법유도 제어에는 로켓기와 개략 같은 것이 될 것이다. 발진에는 제트 엔진의 추력에 더하여 기체를 리드에 싣고 이것을 로켓으로 단시간에 가속하는 사출기방식을 제안하고 있다. 회수에는 실적이 있는 무인기용 낙하산을 유용하여 접지용 에פק 시스템을 병용한다. 육상회수를 하는 이유는 추류압축기를 사용하는 엔진을 채택하고 있기때문이다.

**11. 쌍발 제트실험기**

이 실험기의 실증기술과제로서 ①고양항비설계기술 ②충류해석기술 및 ③쓰닉붐 해석기술이 제안되고 있다. 그리고 충류제어의 가능성을 검토할 필요성이 제안되고 있다. 차세대 초음속수송기에 준하는 형태설계 및 동 항공기의 계획을 의식한 재료 구조설계를 추급하여 비행시험에 주안점을 둔 실적이 있는 발진회수방법을 채택하고 있다. 해상회수에 적합한 원심압축기를 사용하는 엔진을 주날개하면에 2기 장치하고 있기때문에 기체전체의 정면 면적에 차지하는 나셀 부분의 비율이 크다. 엔진 미나셀에 기인하는 저항을 정량적으로 파악할 필요가 있다. 엔진의 추력은 실험기의 비행에 앞서 고공성능시험설비로

조정해 둘것이 바람직하다. 기체의 뒷부위에 낙하산을 수납하여 어떠한 사태하에서도 확실히 낙하산을 펼 수 있도록 수평꼬리날개와 간섭이 되지 않도록 가나드 날개를 채택하고 있다. 주요구조 엔진의 부착 방식, 발진 및 회수계통에 대해서 검토되었다. 항법유도제어계통은 기존의 무인기로 실적이 있는 구성을 채택하고 있다.

**12. 비행시험에 있어서의 안전 확보와 환경오염의 방지**

어떤 기체를 실험비행을 시키더라도 100해리 사방의 바다/지표면에서 고고도에 이르는 광대한 공역을 소요기간 동안 점유하는 일이 아저확보를 위해 필요하다. 또 기체의 회수 또는 폐기에 따르는 해양오염을 가능한 한 피할 필요가 있다. 그리고 로켓의 추진제 제트연료등의 수송과 보관으로부터 실험기의 발진을 원격조작으로 조작하여 조작원의 안전을 도모함과 동시에 공역과 해역을 감시하는 항공기를 운용하여 실험기에 수행하여 감시하는 추우

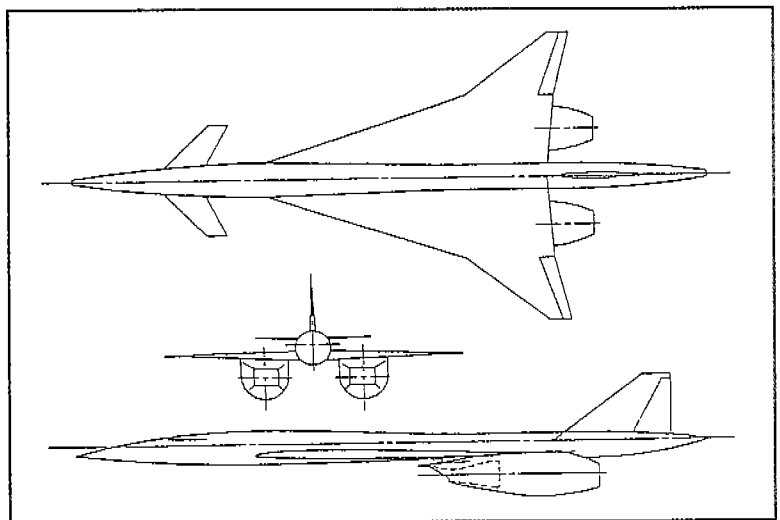
서가 필요하다. 기체의 회수 또는 폐기에 대해서는 조약 및 법률에 적합한 방법을 취해야 할 것이다.

**13. 요약**

소형고속실험기에 의한 고속항공기 기술의 연구추진에 대해 경위 방침 및 착수의 현황을 보고 했다. 일본이 장기로 하는 분야에 착안한 중점기술과제에 대해 독창성이 있는 고도의 기술을 먼저 개발하고 그 성과를 비행에서 실증함과 동시에 요소기술의 성과를 집어넣어 실험기의 능력향상을 도모한다. 이 런 뜻에서 시스템기술과 요소기술의 연구는 서로 보완하여 상승작용을 꾀 한다.

1995년도에 실시된 개념설계에 의해 항공기술연구소가 제창한 비행시험에 따른 기술실증의 개념은 실행가능하다는 것이 명백해져서 3종의 실험기 사양이 제안되었고 비행시험의 실시에 관한 검토가 추진되었다.

(서병홍)



쌍발제트실험기의 3면도