

전진익형 항공기 공력특성 증진을 위한 풍동시험

정진덕[†] · 이장연* · 성봉주** · 이종원*
(2004년 1월 15일 접수, 2004년 5월 4일 심사완료)

Wind Tunnel Test to Enhance Aerodynamic Characteristics of Forward Swept Wing Airplane

Chung Jindeog, Lee Jangyeon, Sung Bongzoo and Lee Jongwon

Key Words: Wind Tunnel Testing(풍동시험), Forward Swept Wing(전진익), Image Method(이미지 시험기법), Local Flow Control Device(흐름제어장치)

Abstract

Wind tunnel test of an airplane model with forward swept wing was done in KARI LSWT to evaluate and measure the aerodynamic characteristics of initially designed configuration. Since the given wing planform did not fully satisfy the design requirements, local flow control devices such as vortilon, vortex generator and flow fence were used to delay separation and to enhance aerodynamic characteristics. Also decision making processes of design parameters such as vertical tail boom length, the location, size and the incidence angle of horizontal tail were discussed. The general aerodynamic characteristics of forward swept wing for various control surface deflection conditions of flap, aileron and elevator were also given.

1. 서 론

풍동시험 실비를 활용한 항공기 모델시험은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 첫 번째는 설계자가 익숙하지 않은 새로운 형상을 갖는 항공기를 개발하였을 때 가능한 위험 요소를 최소화하기 위하여, 축소형 모델을 만들어 개략적인 공력특성 예측을 위한 기본적인 시험을 수행하고 측정결과가 설계요구 조건을 만족하지 못할 경우 형상을 수정하여 원하는 성능을 만족하도록 형상변경 및 성능향상용 장치를 활용하는 시험이다. 두 번째는 풍동시험 혹은 CFD를 활용하여 확정된 형상

에 대한 안정성 및 성능에 관련된 데이터를 대량으로 확보하기 위한 데이터 생성용 시험으로 분류할 수 있다.

항공우주연구원 아음속풍동(KARI LSWT)에서 수행한 항공기 모형 풍동시험들은 주익 planform은 모두 후퇴각(sweep back)을 가지고 있었으나, 2001년 원내 소형기그룹에서 설계한 4-인승 항공기의 주익은 9도의 전진각(forwardsweep angle)을 갖는 전진익형 항공기이다. 이 항공기의 주익 planform은 결정되었으나, 안정성에 영향을 주는 수평꼬리날개의 위치 및 크기 그리고 수직꼬리날개를 고정하는 테일붐(tail boom)의 길이 등과 같은 변수들이 완전히 확정되지 않은 상태이었다.

아직까지 국내에서 전진익형 항공기에 대한 충분한 데이터가 확보되지 않은 상태에서 에이로런(aileron), 플랩(flap), 승강타(elevator), 러더(rudder)와 같은 조종면(control surface)을 바꾸어 가면서 다량의 데이터를 획득하는 것도 의미가 있을수 있지만, 전진각을 갖는 주익에 대한 자체의 특성

[†] 책임저자, 회원, 한국항공우주연구원

E-mail :jdchung@kari.re.kr

TEL : (042)860-2322 FAX : (042)860-2604

* 한국항공우주연구원

** 회원, 한국항공우주연구원

및 성능을 분석하고, 성능향상을 위한 몇 가지 흐름제어장치(local flow control device)들을 사용하여 시험을 수행하였다.

이 논문은 풍동시험 설비를 활용하여 설계자가 제시한 초기 형상에 대한 공력특성을 분석하고, 성능을 개량해가는 과정에서 설계자들의 제시로 모델 표면에 부착하였던 vortilon, 와류생성기(vortex generator), flow fence와 같은 흐름제어장치를 적용한 결과와 주익의 planform을 수정하는 과정을 정리하였다. 그리고 안정성에 영향을 주는 변수들을 바꾸어 가면서 시험한 결과를 토대로 전진익형 항공기의 형상을 고정시켜가는 과정을 정리하였다. 또한 형상이 확정된 이후, 전진익형 항공기에 대한 이해를 돕고자 수행하였던 시험결과 중 몇 가지 형상에 대한 결과들을 정리하였다.

2. 풍동시험 모델

실물 형상의 25%에 해당하는 모델을 사용하여 풍동시험을 수행하였는데, 주익의 스팬(span)은 dovetail을 제외하고 2.51m이고, 주익의 inboard와 outboard의 앞전(leading edge)은 각각 36.5와 -9.4도를 갖는다. 주익의 inboard와 outboard 경계(half-span의 35.4%)는 134도의 각을 갖는 kink가 위치하고 있다. 풍동시험 모델의 상세한 기하학적 특성치들은 Table 1에 정리하였다.

풍동시험 모형은 외장형 풍동저울의 3-점(tri-pod) 방식으로 지지하였다. 지지부에 의한 영향을 분석하기 위해 이미지 bayonet, pitch-rod 및 페어링(fairing)을 설치한 모습이 Fig. 1에 나타나 있다. 표면에는 항공기가 실제로 경험하는 유동장을 모사하기 위하여 주익의 평균시위(chord)의 10%에 해당하는 위치를 따라 높이 0.035mm를 갖는 경계층 천이용 transition dot를 부착하였고, 수평 및 수직꼬리날개에도 이들 평균 시위의 10% 지점을 따라 경계층 천이용 dot를 부착하였다.

전진익형 항공기 모델 풍동시험을 통하여 결정하여야 하는 형상관련 시험은 아래의 몇 가지 경우로 구성된다. 첫 번째는 수평꼬리날개의 위치와 설치각에 관련된 사항으로, 수직꼬리날개의 하단부 혹은 끝단부에 부착 하였을 때의 공력특성을 비교하기 위하여 고정 위치를 확보하였다. 수평꼬리날개의 설치각 변화에 따른 공력특성을 측정하기 위하여 1.5mm 두께의 판을 수직꼬리날

개 끝(tip)에 삽입할수 있도록 하였다. 두 번째는 수직꼬리날개가 부착되는 테일붐의 길이변화에 따른 공력특성 변화를 관찰하는 것으로 주익의 뒷전에 부착되는 블록에 100mm 길이를 갖는 타원형상의 확장용 붐을 부착할수 있도록 하였다. 그리고 수평꼬리 날개의 면적 증가에 따른 공력계수를 관찰하기 위하여 양쪽으로 길이 50mm 되는 확장용 수평꼬리날개를 추가로 제작하였다.

Table 1 Model geometric characteristics

Wing Area	0.836 m ²
H.T. Area	0.151 m ²
Extended H.T. Area	0.170 m ²
V.T. Area	0.086 m ²
Wing MAC	0.344 m
H.T. MAC	0.191 m
V.T. MAC	0.182 m

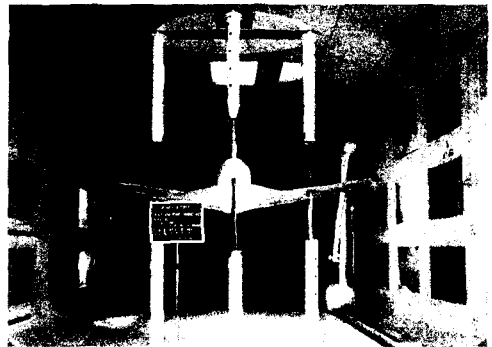


Fig. 1 Front view of forward swept wing airplane

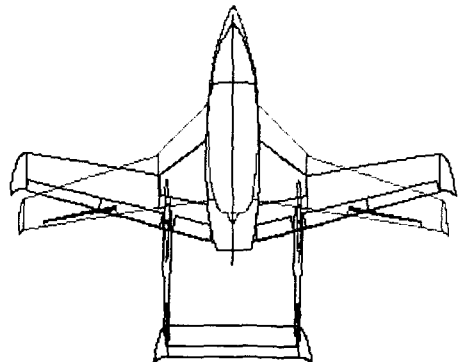


Fig. 2 Top-view of forward swept and canard airplanes

3. 성능 향상시험

3.1 유동조종 장치를 활용한 성능향상

전진익형 항공기의 설계개념은 기존에 개발된 선미익형 항공기⁽¹⁻²⁾와 주익의 inboard의 strake에 해당하는 부분을 공동으로 활용하고, outboard 영역만 전진익형을 갖는 planform으로 개조한 것이다. Fig. 2는 전진익형과 선미익형 항공기(선미익을 제거한 형상)의 planform을 보여준다. 전진익형 항공기의 주익 root부근이 선미익 항공기보다 뒤쪽에 위치하고 있으며, 동체의 길이는 전진익형 항공기가 약간 길지만 최대 동체 폭은 동일하다.

풍동시험 이전에는 전진익형 planform에 의한 공력계수의 차이가 있을 것으로 예상하였으나, 기존의 선미익형 항공기⁽¹⁻³⁾의 주익과 큰 차이가 없는 공력특성 성능을 보여줄 것으로 예상하였다.

최초의 풍동시험은 가장 간단한 형상을 갖는 전진익기의 주익+동체에 대한 시험을 실시하였는데, 선미익을 제거한 선미익 항공기를 동일한 조건에서 시험한 결과가 Fig. 3에 제시 되어있다. 전진익형 항공기는 초기에는 높은 양력을 생성하지만, 선미익을 제거한 선미익형 항공기의 형상보다는 실속이 빨리 발생하고 양력의 감소가 갑자기 일어나는 경향을 보여주었다. Fig. 3에서 후퇴각을 갖는 주익은 양력이 15도 부근에서는 약간 감소하나 받음각이 증가하면서 주익 root부근의 strake에 의해서 양력감소가 급격히 발생하지 않는다.

전진익형 항공기 주익의 유동장을 분석하기 위하여, Fig. 4처럼 주익의 표면에는 털실(tuft)을 부착하고 모델의 받음각을 바꾸어 가면서 유동가시화 시험을 수행하였다. 주익의 kink 부근에서 생기기 시작하는 박리가 받음각이 증가할수록 그 영역을 확장해 가면서 12도 근처에 도달하면 주익의 inboard 영역은 물론 outboard 영역의 대부분에서 심한 박리가 발생하게 된다. 이처럼 kink 부근에서 생기기 시작한 박리가 주익 스패의 inboard와 outboard로 확산되는 것을 방지하기 위해서는, 스패 방향으로 유동을 제어하고 실속특성을 개선하기 위하여 흐름제어장치의 활용이 요구되었다.

스패 방향으로 생성되는 유동을 제어하는 방법

으로는 vortilon (Fig. 5), 와류생성기(Fig. 6), flow fence (Fig. 7)등을 일반적으로 많이 사용한다. 전진익형 항공기 경우에는 주익의 실속 성능향상을 위해서 앞에서 열거한 장치들을 혼용하여 시험을 하였는데, vortilon은 주익의 outboard쪽에만 부착하였고, 와류생성기는 주로 주익의 outboard에 부착하였는데 경우에 따라서는 inboard에 부착하였고, fence는 다양한 높이를 변경시켜 가면서 시험을 하였다. 이 논문에서 시험한 결과중에서 몇 가지 대표적인 경우에 대해 간략히 소개하고자 한다.

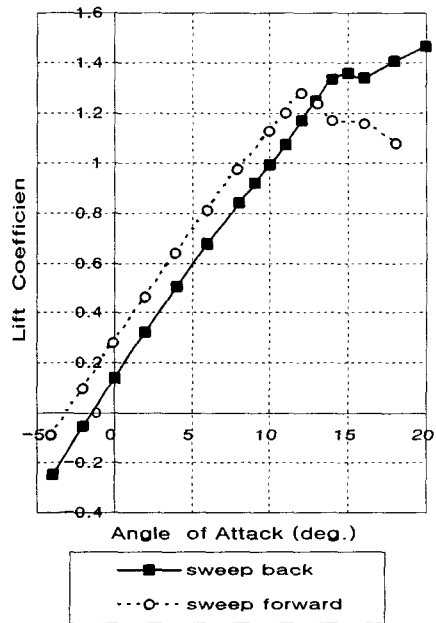


Fig. 3 Lift characteristic of forward sweep and sweep back wings



Fig. 4 Flow visualization using Tuft

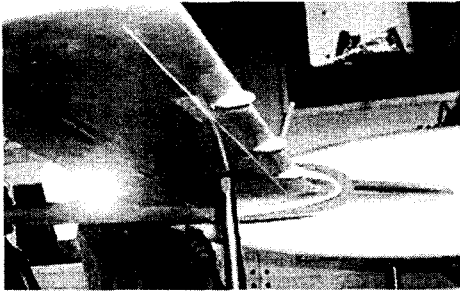


Fig. 5 Vortilons on wing leading edge



Fig. 8 Selected configuration for performance test

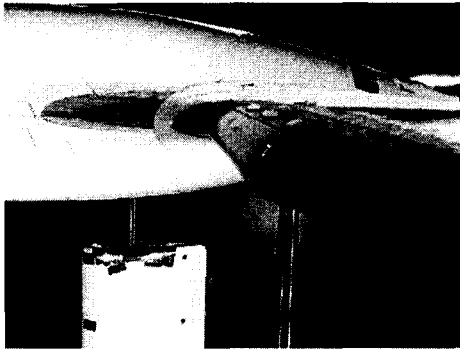


Fig. 6 Vortex Generator on wing upper surface



Fig. 7 Flow fence along the wing chordline

흐름제어장치를 사용하여 주익의 성능을 향상시키기 위하여 사용한 모델은, Fig. 8처럼 꼬리날개동체+주익+꼬리날개+표준 테일붐으로 이루어진 전기제 형상을 활용하였다. 모든 시험은 주익과 수평꼬리날개에 털실을 부착한 상태의 유동가시화 시험과 6-분력 측정을 동시에 실시하여 풍동 가동 시간을 절약하였다. 털실을 부착한 상태로 측정한 힘과 모멘트는(이들을 제거한 상태의 측정과 차이가 있음), 단순히 흐름제어장치의 적용효과를 상대적으로 비교하는데 사용한다.

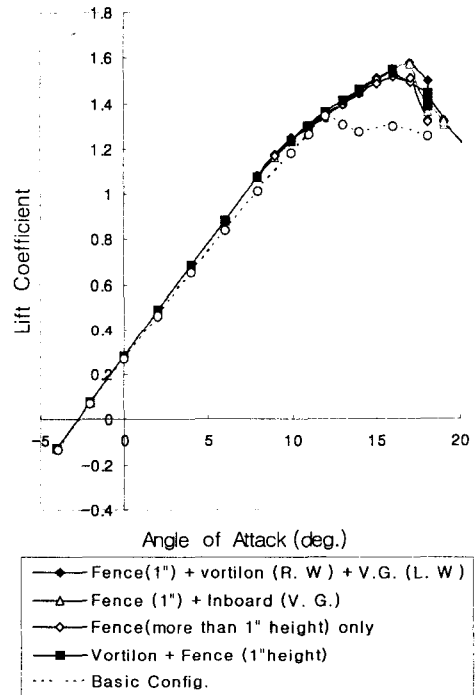


Fig. 9 Variations of Lift Coefficient due to local flow control devices

Fig. 9에 보여준 모든 데이터들은 흐름제어장치를 사용했을 때, 이것들에 의한 특성변화를 보여주는 것이 주 목적이므로 측정한 결과에 대한 보정 작업은 수행하지 않았다. 따라서 단지 zero 보정만을 취한 결과를 활용하여 다섯 가지 경우를 Fig. 9에 비교하였다. 일단 fence를 부착한 경우 (fence only 경우)가 대부분의 실속 특성이 매우 향상되는 경향을 보여서, vortilon + 높이 1-inch의 fence를 부착한 경우를 제외하고, 나머지는 모델의 받음각을 8도부터 실속이후에 대해서만 측정

을 실시하였다.

Fig. 9에서 보여주듯이 유동제어 장치를 채택하지 않은 경우(Fig. 9의 Basic Config.)와 비교할 때, 유동제어 장치를 설치한 대부분의 경우가 실속 각도를 약 3도 이상 증가시키고 있다. 실속특성은 향상시켰으나 주목할 사항은 실속이후에 양력계수가 어떠한 경향을 가지고 감소하느냐에 있다. 와류생성기를 사용한 경우는 대부분 실속 이후에 상당히 급격한 양력 감소를 경험할수 있으므로, 조종사의 안전을 위해서는 바람직하지 않은 경향이다. 따라서 실속을 지나는 영역에서 양력이 서서히 감소할수 있는 방안을 필요로하게 되었다. 이를 위해 취해진 조치는 전진익형 항공기의 kink 부근을 임의의 부드러운 형상을갖도록 planform을 변경하였고, 그 결과들이 Fig. 11부터 나타나 있다.

기본형상과 비교하여 각종 유동조종 장치를 적용하였을 때 항공기의 정적안정성의 변화를 관찰하기 위해 Fig. 9와 동일한 조건에 대한 피칭모멘트와 양력계수와의 관계를 확인하였고, 그 결과가 Fig. 10에 그려져 있다. 기본형상과 흐름제어 장치를 부착한 경우 모두, 낮은 양력계수 혹은 받음각 조건에서는 양의 pitching moment를 가지게 되어 불안정한 종안정(longitudinal stability) 특성을 보여주고 있다. 이를 개선하기 위해서는 수직꼬리날개 하단부에 부착한 수평꼬리날개의 위치 변경에 의한 피칭모멘트 변화를 확인할 필요성이 제시되었다.

3.2 수평꼬리날개 위치 및 크기에 의한 영향

주익의 실속특성을 흐름제어장치를 사용하여 개선한 이후에, 피칭모멘트의 경향을 개선하기 위하여 수평꼬리날개의 위치를 수직꼬리날개 하단부에서 끝단부로 이동시키고, 수평꼬리날개의 설치각의 변화 및 면적증가의 효과등을 측정하였다. Fig. 11은 수평꼬리날개의 위치, 설치각 그리고 면적 증가에 따른 피칭모멘트의 변화를 보여준다. Fig. 11에서 Vortilon + Fence (1-inch height) 경우를 제외한 모든 데이터들을 주익의 planform (kink 부근을 부드러운 형상으로)을 개선하였고, 높이 1-inch를 갖는 fence와 양쪽날개의 앞전에 vortilon을 세 개 부착하였으며, 수평꼬리날개들을 모두 수직꼬리날개 끝에 고정된 이후에 측정한 결과들을 나타낸다.

전진익기의 안정성을 증진시키기 위하여 취하여진 조치들 중에서 수평꼬리날개의 면적을 증가시킨 경우가 가장 바람직한 형태의 특성을 가지고 있음을 보여준다. 이 측정 결과를 활용하여 수평꼬리날개의 위치와 면적이 확정되었다.

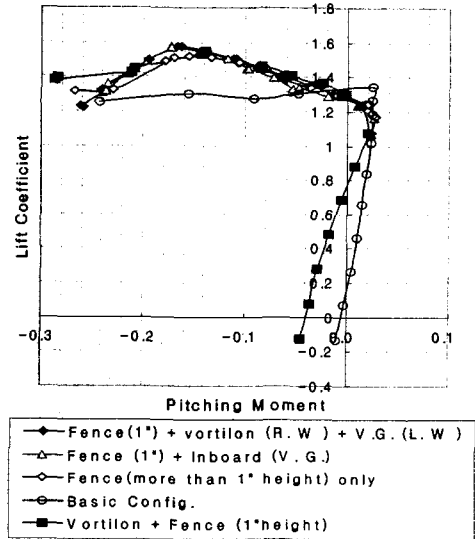


Fig. 10 Variations of pitching moment and lift coefficient

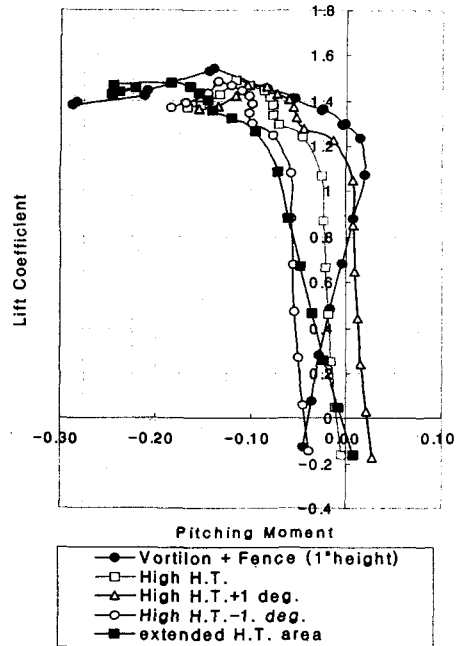


Fig. 11 Pitching moment variations for various horizontal tail selection parameters

Fig. 11을 활용하여 수평꼬리날개의 면적을 확장하는 것이 안정성에 도움이 된다는 사실을 확인하였는데, 양력에는 어떠한 영향을 미치는지를 반드시 점검을 해야한다. Fig. 12는 주익 kink 부근을 부드럽게 바꾸지 않은 경우(vortilon + fence)는 실속각 근처에서 갑작스러운 양력의 감소를 보여주고 있으나, planform을 수정한 경우는 모두 실속각을 지나서도 양력이 서서히 감소하는 경향을 보여준다. 그리고 수평꼬리날개의 면적을 확장한 경우는 설치각 변화보다 바람직한 형태의 양력특성을 보여줌을 확인할 수 있다.

3.3 테일붐 길이 변화

Fig. 13은 마지막 형상 결정 변수로 선정한 수직꼬리날개를 고정하는 테일붐의 길이(Fig. 2 참조) 변화가 전진익기에 미치는 영향을 분석하는 시험을 실시한 결과를 나타낸다. 테일붐 길이를 약 100mm 연장하여 시험을 수행하는 동안, 수평꼬리날개의 면적은 일정하게 유지하면서 변화를 측정하였다.

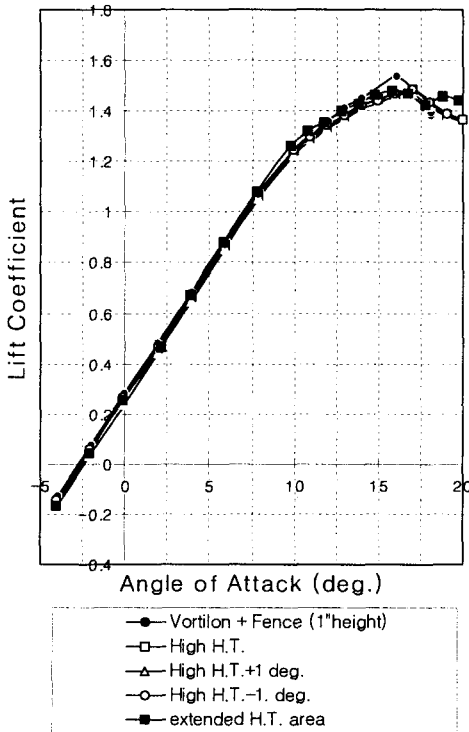


Fig. 12 Lift Coefficient variations for various horizontal tail selection parameters

테일붐이 늘어난 경우는, 모델의 받음각이 서서히 증가하면서 buffet 현상이 발생하는 10도 근방에서 상당히 심한 진동이 발생하여 이로 인하여 모델전체가 심하게 떨리는 현상이 발생하였으나 무사히 시험을 마무리 할수 있었다. 테일붐의 길이 연장은 모멘트 암의 연장 효과를 유발하고 따라서 수평 및 수직꼬리날개의 volumetric coefficient를 증가시키는 역할을 하여 좀더 안정적인 피칭모멘트 경향을 보여준다. 그러나 boom 길이가 확장으로 인한 무게 증가 및 구조의 안정성에 의구심이 발생하여 테일붐 길이를 연장하는 방안은 채택하지 않았다.

4. 전진익형 항공기 공력특성

앞에서는 항공기의 주익 성능을 향상시키기 위하여 각종 유동조종 장치를 활용한 결과를 토의하였고, 또한 설계시 확정하지 못하였던 요소들을 풍동시험 과정을 거쳐 형상을 확정하는 과정을 소개하였다. 다음은 풍동설비를 활용하여 모델을 구성하는 에어로린, 플랩, 승강타의 설치각을 변경했을 때와 착륙장치(Landing Gear)를 부착했을 때의 공력계수들을 소개하고자 한다.

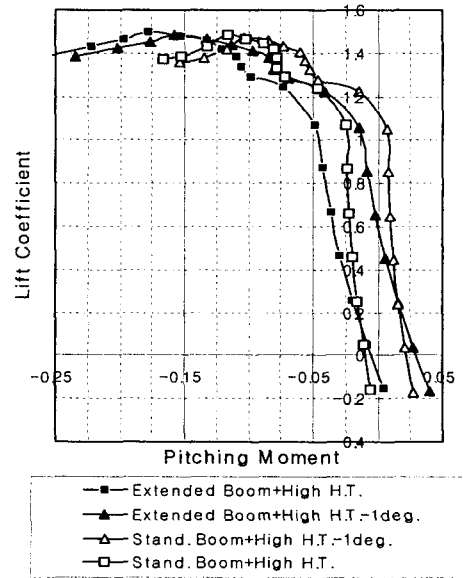


Fig. 13 Pitching moment variations based upon boom length

풍동시험은 시험 동압을 1,500Pa (50m/s)로 고정하여 시험을 하였는데, 동압의 표준편차는 약 4 Pa 미만으로 유지하였다. 풍동시험의 레이놀즈 수는 약 $1.2 \cdot 10^6$ 에서 진행하였다.



Fig. 14 Model configuration for data base runs

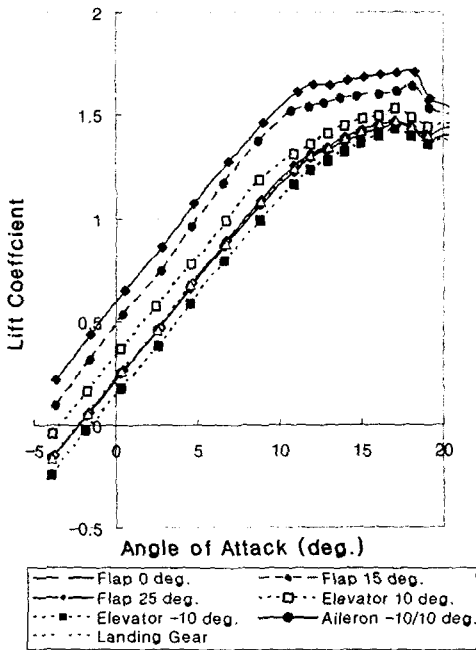


Fig. 15 Control surface effects on lift

Table 2 Lift coefficients for various control surfaces deflection

Flap 0 deg.	$C_{L} = 0.0989 \cdot \text{aoa} + 0.2192$
Flap 15 deg.	$C_{L} = 0.1035 \cdot \text{aoa} + 0.4756$
Flap 25 deg.	$C_{L} = 0.0986 \cdot \text{aoa} + 0.592$
Elevator 10 deg.	$C_{L} = 0.0974 \cdot \text{aoa} + 0.3315$
Elevator -10 deg.	$C_{L} = 0.0977 \cdot \text{aoa} + 0.1376$
Aileron -10/10deg.	$C_{L} = 0.0969 \cdot \text{aoa} + 0.2185$

Fig. 14는 풍동시험부에 장착된 모형을 보여준다. 측정된 결과들은 이미지 방법⁽¹⁾과 모든 보정 (correction) 과정을 거쳐 얻어진 결과만을 정리하였다.

Fig. 15부터 17까지는 전진익형 항공기의 플랩, 승강타와 에이로런 각도를 변화 시켰을 때와 착륙장치 부착에 따른 공력계수들을 보여준다. Fig. 15에서 양력계수는 플랩의 변위각이 증가할수록 양력이 계속해서 증가하는 경향을 보여주고 있다. 착륙장치와 에이로런의 설치각을 변경시켰을 때는 모든 조종면의 변화가 없는 형상과 거의 유사한 양력을 보여준다. 받음각 변화에 따른 양력계수들은 Table 2에 정리하였는데, 항공기의 buffet이 시작하기 이전까지(10도) 적용할 수 있다.

Fig. 16은 각종 조종면을 변경시켰을 때 피칭모멘트들이 어떠한 경향을 갖는지를 보여준다. 그림에서 주의 평균시위 25%에서 가장 멀리 떨어져 있는 승강타의 각도 변화에 의해 피칭모멘트가 심하게 변화하는 특성을 보여준다. 승강타를 10도로 변경시킨 경우는 실속각을 지난 영역에서 상당히 복잡한 경향을 보여주고 있다.

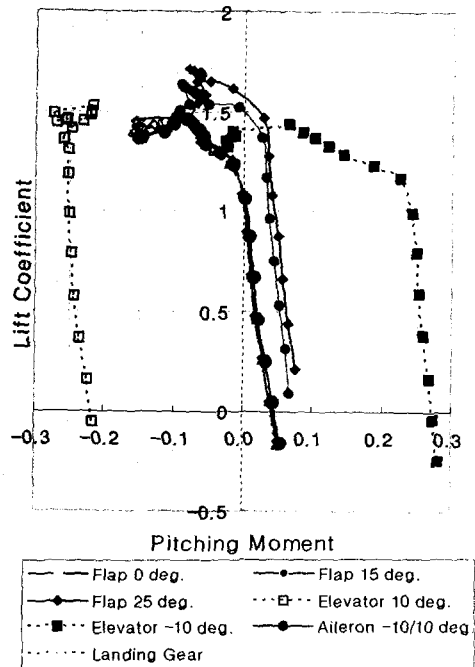


Fig. 16 Control surface effects on pitching moment

반면에 플랩에 의한 변화는 상대적으로 적음을 알 수 있다. 양력변화에 따른 피칭모멘트의 관계는 Table 3에 정리하였는데, 양력계수가 1.0 이하인 선형구간에서는 사용하여도 무방하다.

조종면 변화와 착륙장치에 의한 양항비가 Fig. 17에 보여준다. 가장 깨끗한 형상과 비교하여 에이로런 및 승강타 변화에 의한 항력증가는 작으나, 플랩에 의한 항력증가는 매우 큼을 확인할 수 있다. 설계된 전진익기가 만일 양력계수 0.5 근방에서 운용을 한다면, 항력은 플랩 변위각 0, 승강타 10도, 승강타 -10도, 에이로런, 착륙장치, 플랩 15도 그리고 플랩각 25도 순서로 항력이 커짐을 보여준다. 조종면 변화에 따른 양항비의 관계식이 Table 4에 정리하였다.

Table 3 Variations on pitching moment for control surfaces

Flap 0 deg.	$C_{M} = -0.0433C_{L} + 0.0407$
Flap 15deg.	$C_{M} = -0.0339C_{L} + 0.0701$
Flap 25deg.	$C_{M} = -0.0381C_{L} + 0.0825$
Elevator 10deg.	$C_{M} = -0.0351C_{L} - 0.2197$
Elevator -10deg.	$C_{M} = -0.0325C_{L} + 0.2727$
Aileron -10/10deg	$C_{M} = -0.0438C_{L} + 0.0445$

Table 4 Drag-polar for control surface deflections

Flap 0 deg.	$C_{D} = 0.0238C_{L}^3 + 0.0221C_{L}^2 - 0.0102C_{L} + 0.0237$
Flap 15 deg.	$C_{D} = 0.0567C_{L}^3 - 0.0687C_{L}^2 + 0.0496C_{L} + 0.0262$
Flap 25 deg.	$C_{D} = 0.0716C_{L}^3 - 0.1159C_{L}^2 + 0.0909C_{L} + 0.0317$
Elevator 10 deg.	$C_{D} = 0.0485C_{L}^3 - 0.0214C_{L}^2 + 0.0106C_{L} + 0.023$
Elevator -10 deg.	$C_{D} = 0.0194C_{L}^3 + 0.0328C_{L}^2 - 0.0166C_{L} + 0.0267$
Aileron -10/10 deg.	$C_{D} = 0.0255C_{L}^3 + 0.0216C_{L}^2 - 0.01C_{L} + 0.0283$
Landing Gear Installed	$C_{D} = 0.0324C_{L}^3 + 0.012C_{L}^2 - 0.0095C_{L} + 0.0343$

5. 결론

한국항공우주연구원에서 설계/제작한 전진익형 항공기에 대한 풍동시험을 수행하는 과정에서 주익의 성능을 개선하기 위하여 주익표면에 부착하였던 vortilon, 와류생성기, flow fence와 같은 흐름 제어장치 적용 결과와 주익 planform의 (kink 부근을 부드러운 형상으로) 변경에 따른 공력계수 변화를 측정하였다. 또한 초기 설계에서 결정하지 못하였던 안정성에 영향을 주는 수평꼬리날개의 설치 위치, 설치각 및 면적변화 효과, 테일붐 길이 변화와 같은 변수들에 대한 시험을 실시하여, 각각에 따른 장단점을 비교하여 최종적인 전진익형 항공기 형상이 결정되는 과정을 소개하였다.

또한 전진익형 항공기의 공력특성에 대한 이해를 돕고자 양력특성, 양항비특성, 정 안정성에 관계되는 몇 가지 측정결과들을 제시하였고, 각종 조종면의 각도를 변경시켰을 때 특정한 받음각 구간에 대한 수식을 제시하였다.

후 기

이 논문은 과학기술부의 “국가지정연구사업”의 일환으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

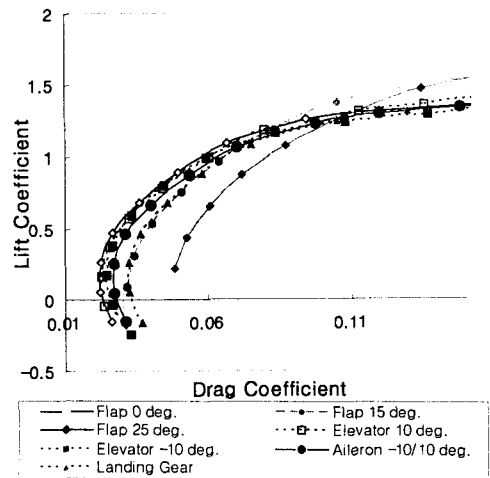


Fig. 17 Control surface effects on drag-polar

참고문헌

- (1) Chung, J., Cho, T., Lee, J. and Sung, B., 2002, "Wind Tunnel Test of a Canard Airplane," *KSME International Journal*, Vol. 16, No. 1, pp. 125~131.
- (2) Chung, J., Sung B., Lee, J. and Kim, E., 2003, "Wind Tunnel Test of the Straight and Forward Swept Canards," *KSAS International Journal*. Vol. 4, No. 1, pp. 19~25.
- (3) Kim, E. and Chung, J., 2001, "Wind Tunnel Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Small Canard Aircraft," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Aerospace Sciences*, Vol. 29, No. 7, pp. 1~8.