

강제진동 풍동시험을 통한 비행선의 동안정성 분석

장병희*, 옥호남**, 이용교***

Dynamic Stability Analysis through Forced Oscillation Wind Tunnel Tests

Byeong-Hee Chang*, Honam Ok**, YungGyo Lee***

Abstract

An airship is statically unstable, because it has no wing, comparatively small tail and large hull. Hence, an accurate prediction of dynamic stability is critical. In this study, dynamic stability data of the Mid-Size Airship is acquired through forced oscillation wind tests. The test was done in BAR LAMP which is Birhle Applied Research Inc's facility located in Germany. The test was composed with 16 static runs and 26 dynamic runs. As a result, dynamic characteristics of the airship depends on sideslip angle, angular rate and its direction as well as angle of attack. Generally, it is obtained that 3 directional moments have damping, but normal force, side force, and cross-derivatives are unstable. The dynamic derivatives are not sensitive to control surfaces, but have nonlinear dependency on sideslip angle.

초 록

비행선은 주익이 없고 미익에 비해 동체 효과가 큰 형상 특성으로 인해 정적으로 불안정한 특성을 지닌다. 따라서 동안정 특성 예측이 매우 중요하다. 본 연구에서는 강제진동 풍동시험을 통한 비행선의 동안정 특성을 확보하였다. 풍동시험은 미국 BAR사의 독일소재 시설인 BAR LAMP 시설을 사용하였으며, 16회의 정적시험과 26회의 강제진동시험을 수행하였다. 시험결과, 비행선의 동안정 특성은 받음각 뿐만 아니라 옆미끄럼각, 각속도 크기와 방향에 비선형적으로 변한다. 전반적으로 세 방향의 모멘트는 댐핑이 있는 것으로 나타났으며, 수직력과 측력, 교차성분은 불안정하게 나타났다. 조종면의 영향은 작은 것으로 나타났으나 옆미끄럼각의 영향은 완전히 비선형적으로 나타났다.

키워드 : 풍동시험(wind tunnel test), 비행선(airship), 동안정(dynamic stability), 강제진동(forced oscillation), 동특성(dynamic characteristics)

* 공력성능그룹/cbh@kari.re.kr

** 열공력그룹/honam@kari.re.kr

*** 비행선그룹/ygl@kari.re.kr

1. 서 론

비행선은 주익이 없고, 미익에 비해 동체효과가 크므로 정적으로 불안정하다.[1] 따라서 동적 안정성이 요구되는데, 일반적으로 동적 안정성 예측은 정적 안정성 예측에 비해 어렵다.

동적 안정성 예측 기법은 강제진동이나 로터리 풍동시험, DATCOM이나 AAA, ESDU 등과 같이 경험적 데이터 베이스에 근거한 계산방법, CFD 기법, 정적시험자료를 이용한 동안정 미계수 방법[2] 등이 있다. 그러나 경험적 방법은 전형적인 항공기 형상을 대상으로 개발되었으므로 주익이 없고 동체효과가 큰 비행선에 대해서는 검증이 필요하다. CFD 기법 역시, 최근 활발히 개발되고 있으나 비행선과 같은, 저속, 저기동 대상에 대해서는 검증이 필요한 상태이다. 마지막으로 정적시험자료를 이용한 동안정미계수 계산 방법도 비행선에 대해서는 검증이 필요한 상태이다.

따라서 강제진동 풍동시험이 필요한데, 국내에서는 아직 가용시설이 없으므로 미국 BAR사가 독일 Neuburg에 설치한 수직풍동인 BAR LAMP 시설에서 수행되었다. 모든 진동시험은 동체축(Body Axis)을 기준으로 진동시켰고, 시험자료처리도 동체축 기준으로 표기하였다. 따라서 양력과 항력대신에 수직력과 축력 등으로 표기하였다. 그러나 DATCOM은 동안정미계수를 stability axis를 기준으로 계산해 주므로 비교자료로 사용된 DATCOM 결과는 작은 받음각 영역에서만 유효하다.

2. 강제진동 풍동시험

2.1 시험장치 및 모델

BAR LAMP는 시험부 직경과 높이가 각각, 10ft, 10ft, 최대 풍속이 120ft/sec인 흡입식 수직 풍동으로 2개의 아크(Arc)로 피치각과 요각을 제공하며 전체가 위쪽에 있는 슬립링(slip ring)으로 연결되어 있어 로터리 시험이 가능하다.

시험에 사용된 모델은 50m급 비행선[1]의

1/50 크기의 축소모형으로 동체 길이가 1m, 직경 0.25m이며, 그 형상은 그림1과 같다. 이 모델이 직경 10ft 시험부에서 설치되어 자세각 $-30^{\circ} \sim +30^{\circ}$ 영역에서 시험하게 되면 봉쇄율이 0.53% - 1.08% 정도이므로 벽면간섭효과가 크지 않다. 더구나 동안정 특성은 진동 시와 정지 시의 공력계수의 차이로 얻어지므로 벽면간섭 보정은 생략하였다.

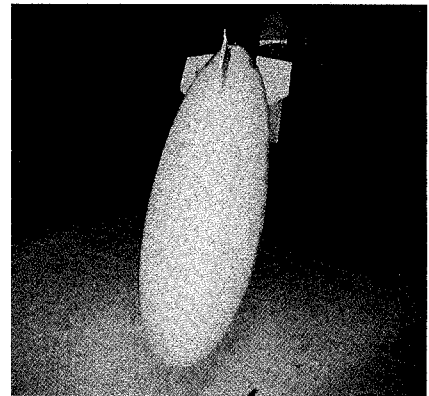


그림 1. 강제진동 풍동시험 모형

2.2 풍동시험 조건

모든 시험은 동압이 1 psf, 즉 약 9m/sec의 유속 조건에서 수행되었으며 최대 각속도의 크기는 실제 비행선에서 $1^{\circ}/\text{sec}$ 와 $2^{\circ}/\text{sec}$ 가 되는 조건을 $2V/c$ 로 무차원화하여 각각 0.007, 0.014로 일치시키는 조건으로 수행되었다. 진폭은 BAR LAMP 장비특성을 고려하여 $\pm 10^{\circ}$ 로 결정하였으며, 따라서 진동수(w)는 2.2rad/sec, 4.4rad/sec가 된다.

2.3 시험이론

강제진동 풍동시험으로 동안정 특성을 분석하는 이론은 NACA 방법[3], AGARD 방법[4] 등 여러 가지가 있으나 BAR LAMP에서 사용하고 있는 방법은 NACA 방법이다. NACA 방법도 특정 순간의 공력계수로부터 동안정미계수를 구하는 Method A와 스트레인지어지 입력전압을 sin

이나 \cos 함수로 입력하여 평균을 취하여 동안정 미계수를 얻는 Method B가 있다.

Method A는 시험 후, 컴퓨터를 이용한 별도의 자료처리가 요구되지만, Method B는 별도의 처리장치를 구성하여 DAQ 장치에 추가함으로써 별도의 자료처리 과정이 필요 없다는 장점으로 인해 NASA에서 오래전부터 채택하고 있는 기법이다.

그러나 최근의 컴퓨터 능력은 Method A의 자료처리시간이 문제 될 것이 없으며, Method A의 경우, 각속도의 방향성도 고려할 수 있다는 장점이 있으므로 BAR LAMP에서는 Method A를 채택하고 있다.

Method A 이론은 다음과 같다.

받음각 0 상태에서의 \sin 모드로 요잉진동하는 모델에 작용하는 공력과 관성력의 작용은 요우축에 대해 식(1)과 같이 표시된다.

Wind-off 상태에서의 진동은 공력이 없으므로 식(1)은 다음과 같이 표시된다.

$$\omega^2 I_z \psi_{\max} \sin \omega t = \bar{N} \quad (2)$$

따라서 진동시의 순수한 공력에 의한 운동방정식은 식(3)과 같다.

여기서

$$N - \bar{N} = N_{\max} \sin(\omega t + \phi_n) \quad (4)$$

식(3) $\omega t=0, \pi, 2\pi$, 즉 진폭이 0가 되는 지점에서 다음과 같은 식이 된다.

$$\omega^2 (I_z - N_{\dot{\psi}}) \psi_{\max} \sin \omega t + w(N_{\dot{\psi}} - N_{\dot{\beta}}) \psi_{\max} \cos \omega t - N_{\beta} \psi_{\max} \sin \omega t = N \quad (1)$$

$$- \omega^2 N_{\dot{\psi}} \psi_{\max} \sin \omega t + w(N_{\dot{\psi}} - N_{\dot{\beta}}) \psi_{\max} \cos \omega t - N_{\beta} \psi_{\max} \sin \omega t = N_{\max} \sin(\omega t + \phi_n) \quad (3)$$

$$\frac{C_{n\psi=0}}{r} = \frac{1}{r} ((C_{n(r=r)} - C_{n(r=0)})_{\text{wind-on}} - (C_{n(r=r)})_{\text{wind-off}}) \quad (8)$$

$$w(N_{\dot{\psi}} - N_{\dot{\beta}}) \psi_{\max} = N_{\max} \sin(\phi_n) \quad (5)$$

식(5)는 다음과 같이 무차원화 된다.(여기서 r 은 무차원화 된 값이다.)

$$C_{n_r} - C_{n_{\beta}} = \frac{1}{rqSb} N_{\max} \sin(\phi_n) = \frac{C_{n\psi=0}}{r} \quad (6)$$

위 식의 두 번 우항이 세 번째 우항으로 표시되는 원리는 그림2로부터 다음과 같이 유도된다.

$$N_{\psi=0} = N_{\max} \sin(\pi - \phi_n) = N_{\max} \sin(\phi_n) \quad (7)$$

식(6)의 우측항의 의미는 모델 자세각과 각속도가 0이 되는 지점, 즉 각속도가 $+\max$ (그림2에서 원으로 표시), $-\max$ (그림2에서 삼각형으로 표시)가 되는 지점에서 식(8)과 같은 처리를 거쳐 구한다. 식(8)의 우측 첫 번째 항과 두 번째 항은 각각 그림2의 두 번째 그림에서의 $(N(r=r)-N(r=0))_{\text{wind-on}}$, $(N(r=r))_{\text{wind-off}}$ 의 무차원화된 값을 의미한다.

받음각이 있는 상태에서의 (6)식은 다음과 같이 표현된다.

$$C_{n_r} - C_{n_{\beta}} \cos \alpha = \frac{C_{n\psi=0}}{r} \quad (9)$$

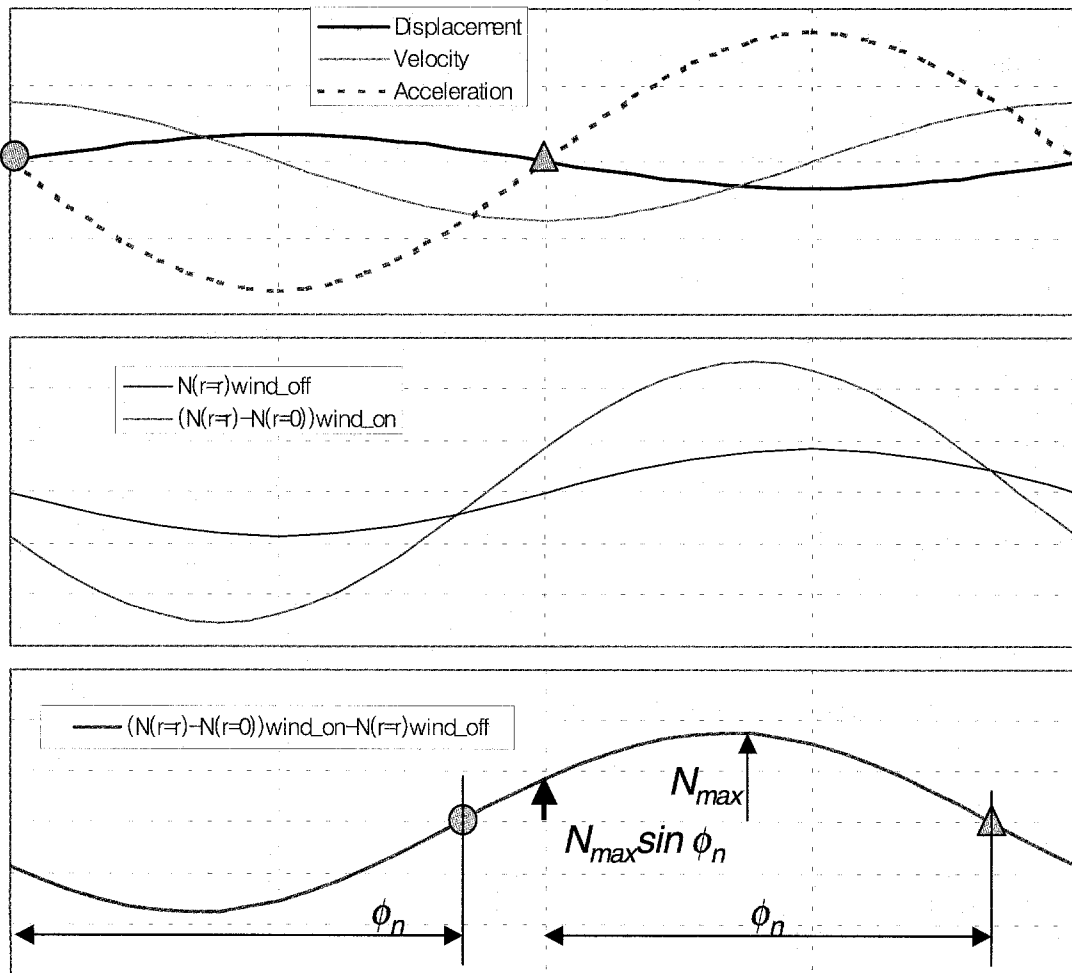


그림 2. 강제진동 풍동시험의 동안정 미계수 분리 기법 (NACA Method B)

같은 개념으로 피칭과 롤링에 대해서 유도하면 각각 식(10), (11)과 같다.

$$C_{m_q} + C_{m_{\dot{\alpha}}} = \frac{C_{m_{\theta=0}}}{q} \quad (10)$$

$$C_{l_p} + C_{l_{\dot{\beta}}} \sin \alpha = \frac{C_{l_{\phi=0}}}{p} \quad (11)$$

식(7),(8),(9)의 개념은 각각 요잉, 피칭, 롤링 진동에 의한 여타의 5 성분 공력계수에도 동일하게 적용된다. 즉 C_{lr} 은 식(9)에서 C_n 대신 C_l 을 치환하므로써 얻을 수 있다.

식 (7), (8), (9)의 좌측항은 요잉, 피칭, 롤링 강제진동으로 얻어지는 동안정미계수로 두 개의 미계수가 합해진 형태로 나타난다. 이는 모델내에 위치한 발란스를 기준으로 진동하는 시험장치의 특성상 나타나는 결과이다. 예를 들어 피칭진동시험은 그림3에서 도시한 바와 같이 피칭과 플러징(plunging) 운동으로 분리할 수 있다.

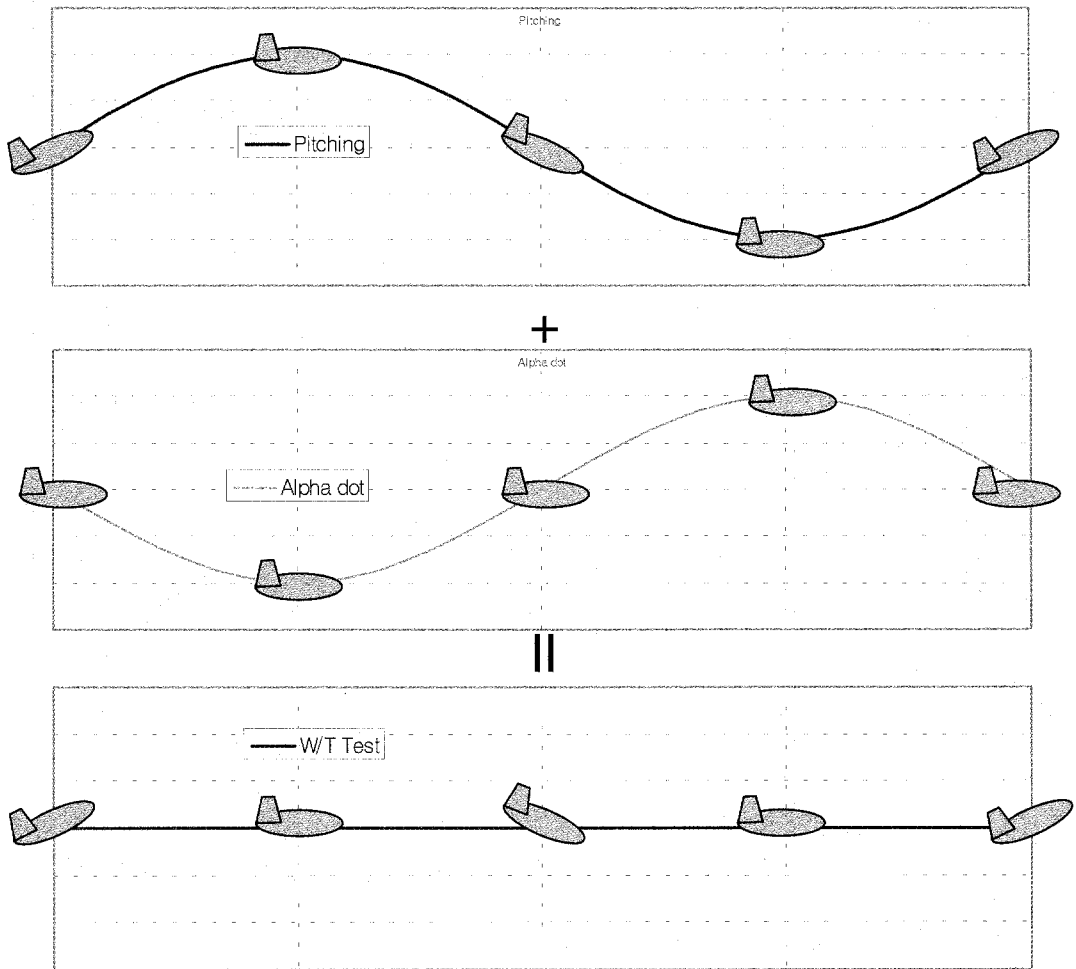


그림 3. 피칭 진동시험 운동 분해

피칭운동은 모델의 자세각이 비행궤적의 기울기와 일치되는 운동을 의미하고, 플러징운동은 모델의 자세각 변화는 없이 비행진행방향에 대해 상하운동만 하는 것으로 받음각의 변화만 존재한다. 그림3에서 보는 바와 같이 두 운동의 주기와 진폭이 같다면 그 합은 상하운동없이 자세각만 변화하는 운동이 된다. 즉 바람에 대한 상대적 좌표에서 본다면 피칭 강제진동 시험이 된다. 즉 피칭 강제진동시험으로 얻어지는 결과는 첫 번째 그림에서 보여주고 있는 피칭 운동과 두 번째 그

림에서 보여주고 있는 플러징 운동의 합이 된다.

2.4 강제진동 시험 절차

강제진동 시험으로 동안정미계수를 구하는 시험과정은 다음과 같다.

A. Weight Tare 측정(wind-off 상태에서)

- (1) 주어진 모델 자세각으로 조정 후, static tare($w=0$) 측정하고, 무차원 $rate=0.007$ (w 는 $2.25rad/sec$)로 진동시키면서 tare

측정하고, 다시 무차원 rate=0.014 ($w=4.5\text{rad/sec}$)로 진동시키면서 tare 측정

(2) 다음 자세각으로 이동 후, 1) 과정 반복

B. Wind-ON 측정

(1) 주어진 모델자세각으로 조정 후, static data($w=0$) 측정하고, 무차원 rate=0.007로 진동시키면서 측정한 후, 무차원 rate=0.014로 진동시키면서 측정

(2) 다음 자세각으로 이동 후, 1) 과정 반복

C. Wind-Off 측정(2nd zero 확인)

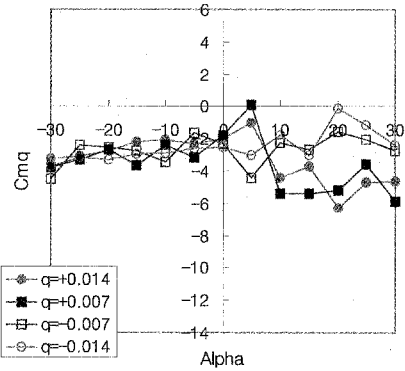
마지막 자세 그대로에서 static tare($w=0$)를 측정한다. 이 값이 A에서 구한 Weight Tare 측정치로부터 허용오차 내에 있어야, Wind-ON 측정으로 얻은 자료를 유효하다고 할 수 있다.

식(1), (2), (3)의 우측 항은, Wind-On 진동에서 weight tare 진동과 static 시험치를 뺀 순수한 진동성분에서, 진폭 0 순간의 값을 의미한다. 오차 감소를 위해 매 시험은 7회씩 진동시키는데, 천이 구간인 앞뒤 1회씩의 진동 자료는 버리고 가운데 5회의 진동결과를 평균하여 취한다.

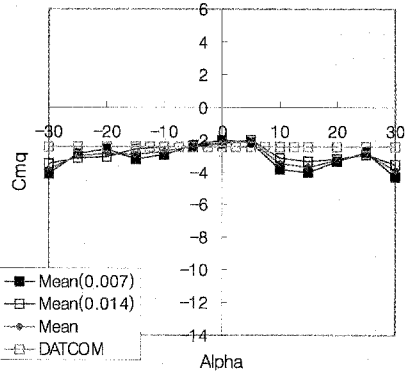
3. 시험 결과

피칭진동시험에서 받음각에 대한 피칭댐핑계수 C_{mq} 의 변화를 그림4에 도시하였다. 그림4(a)는 두 가지 피칭율과 두 가지 방향에 대한 실험 결과 얻어진 C_{mq} 를 보여주고 있는데, 피칭댐핑 C_{mq} 가 피칭율의 크기와 방향에 비선형적으로 변하고 있음을 보여준다.

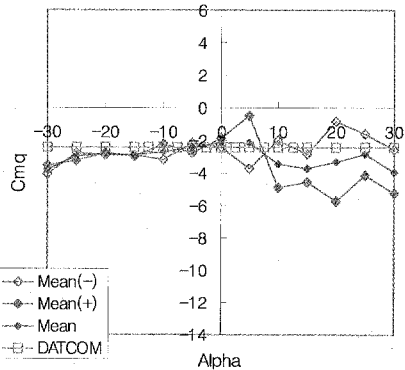
그림4(b),(c)에서 Mean(0.007)은 $q=-0.007$ 과 $q=+0.007$ 의 C_{mq} 를 평균하여 구한 값이며, Mean(+)는 $q=+0.007$ 과 $q=+0.014$ 의 C_{mq} 를 평균하여 구한 값이다. 이들 결과로부터 C_{mq} 가 피칭율의 크기보다 방향에 더 좌우되고 있음을 보여준다. 또한 시험치를 모든 피칭율에 대한 평균치의 결과로 나타낸 값(Mean)은 받음각에 대한 변화가 크지 않으며 -2.1에서 -3.9의 범위를 갖고 있어 DATCOM으로 예측한 값(DATCOM) -2.42와 매우 유사하다.



(a) 피칭율의 크기와 방향의 영향



(b) 피칭율의 크기 평균치 결과



(c) 피칭율의 방향 평균치 결과

그림4. C_{mq} 시험치와 DATCOM결과($\text{Beta}=0^\circ$)

이때 DATCOM은 전술한 바와 같이 시험치와 같은 동체축 기준이 아니라 stability axis 기준으로 계산된 결과이다. 축변환을 위해서는 모든 방향의 미계수들을 모두 알아야 하나, 동안정 시험에 사용된 발란스의 특성상 축방향의 정밀도는 신뢰할 수 없으므로 축변환 대신 DATCOM 결과를 작은 받음각 영역에서 참고적으로 사용하기로 한다.

그림5는 피칭뎀핑계수 C_{mq} 에 대한 옆미끄러짐각(Beta)의 영향을 보여주고 있는데, Beta=0, 10도에서는 별 차이가 없으나 Beta=30도일 때는, 받음각 10에서 20도에서는 뎀핑이 감소한다.

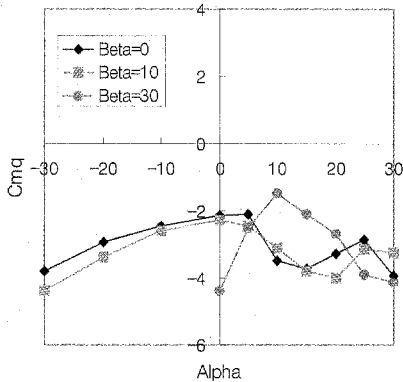


그림5. 피칭뎀핑 C_{mq} 에 대한 옆미끄러짐각(Beta)의 영향

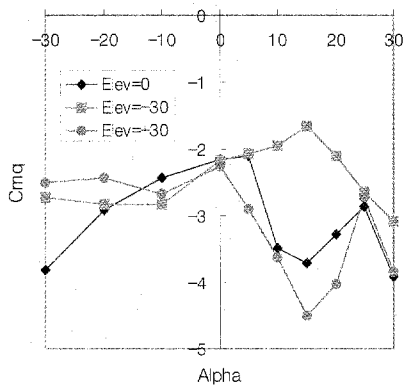


그림6. 피칭뎀핑 C_{mq} 에 대한 승강기 변위(Elev)의 영향

그림6은 피칭뎀핑계수 C_{mq} 에 대한 승강기(elevator)의 영향을 보여주고 있다. 전체적으로 유사하나, 받음각 10도에서 20도 영역에서, 승강기의 변위 0, +30도에 비해 승강기의 변위가 -30도일 때는 판이한 결과를 보이고 있다. 정적시험 결과[1]에 의하면 받음각 10도에서 20도 사이에서 승강기 상부면에서의 박리가 관찰되었으며, 승강기의 변위가 -30도일 때 가장 심한 유동박리가 관찰되었다. 이러한 현상이 C_{mq} 특성에 영향을 미친 결과라 추측된다.

이상에서 피칭뎀핑계수 C_{mq} 는 어떤 경우에도 정도의 차이는 있을지라도 뎀핑이 있는 것으로 나타났다.

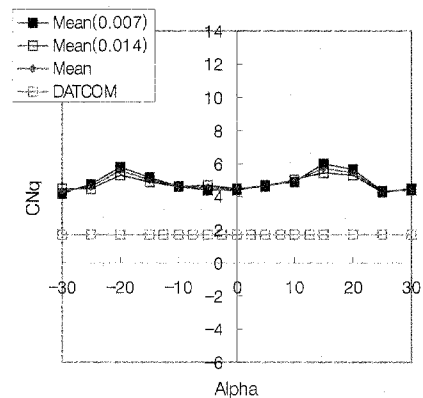


그림7. C_{Nq} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

피칭진동시험에서 C_{Nq} 의 결과도 C_{mq} 의 경우와 유사하였다. 즉, C_{Nq} 의 특성은 피칭울의 크기와 방향에 비선형적으로 변하며, 피칭울의 크기보다 방향에 더 좌우된다. 그림7에서 보는 바와 같이, 시험치를 모든 피칭울에 대한 평균치의 결과로 나타낸 값(Mean)은 받음각에 대한 변화가 크지 않다. 다만, 그 범위가 4.3에서 5.7정도로 DATCOM으로 예측한 값(DATCOM) 1.75 보다 훨씬 크다. 즉, C_{mq} 와는 달리, C_{Nq} 는 DATCOM의 결과에 비해 전반적으로 더 큰 양의 값이 얻어지고 있으므로, 비행선과 같은 동체효과가 지배적인 형상에 대한 DATCOM 적용시, 이점을

참고하여야 한다.

C_{Nq} 에 대한 옆미끄러짐각(Beta)의 영향과, 승강기(elevator)의 영향도 C_{mq} 의 경우와 유사하였다.

요잉진동시험에서 C_{nr} 에 대한 요잉율 영향을 분석한 결과 그림8과 같다. 피칭진동과 같이 요잉진동으로 얻은 요잉뎀핑 C_{nr} 의 특성도 요잉률의 크기와 방향에 비선형적으로 변하며, 요잉률의 크기보다 방향에 더 좌우된다. DATCOM으로 예측한 값(DATCOM)은 -1에서 -1.5로 받음각에 따라 크게 변하지 않으나, 본 시험에서 얻은 C_{nr} 은 -30도에서 +15도까지는 DATCOM 예측치와 유사하게 안정된 요잉뎀핑을 보여주고 있으나 받음각 20도 이상에서는 뎀핑이 사라지고 오히려 가속시키는 역할을 하고 있음을 볼 수 있다.

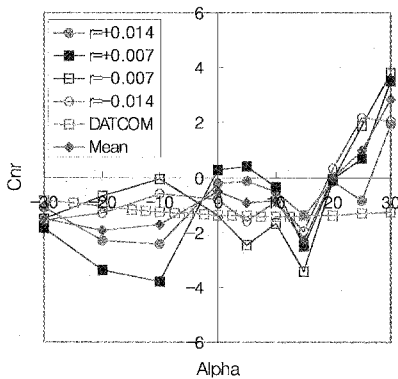


그림8. C_{nr} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

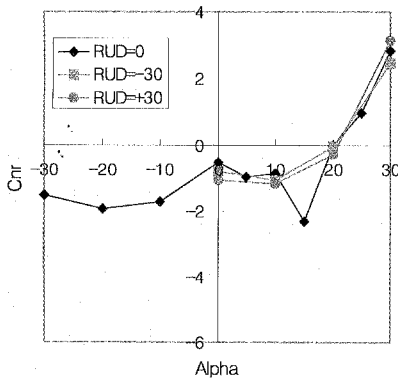


그림9. C_{nr} 에 대한 방향키 변위(RUD)의 영향

또한 받음각 15도 부근에서 특이현상을 보이고 있는데, 이런 현상은 요잉율에 대한 시험인 그림 7, 8, 9에서도 역시 관찰된다. 그 원인은 전술한 바와 같이 받음각 15도 부근에서 관찰되는 승강기면에서의 유동박리현상이 요잉운동과 반응하여 나타난 결과로 보인다.

C_{nr} 에 대한 옆미끄러짐각(Beta)과 방향키(rudder)의 영향도 C_{mq} 의 경우와 유사하다. 특히 방향키의 변위의 영향은 그림9과 같이 무시할 수 있다. 다만 변위가 없을 때, 받음각 15도 근처에서 뎀핑이 갑자기 증가되는 경향을 보여주고 있는데, 역시 정적시험결과[1]에 의하면 승강기에서의 박리로 인한 흐름특성 변화에 의한 결과라고 보여진다. 다행히 뎀핑이 악화되는 방향이 아니므로 공력 DB에서는 무시해도 좋다.

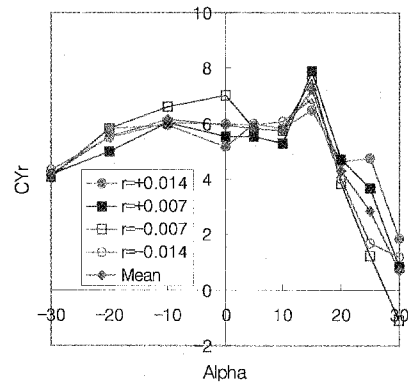


그림10. C_{Yr} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

요잉진동시험에서 C_{Yr} 은 C_{nr} 을 구하는 방법과 동일한 방법으로 계산되었으며, 요잉율 영향을 분석한 결과 그림10과 같다. C_{Yr} 의 특성은 요잉률의 크기와 방향에 비선형적으로 변한다. 그러나 비선형성은 C_{mq} , C_{Nq} , C_{nr} 에 비해 약하며, 공력DB에서는 요잉률의 크기와 방향에 관계없이 평균치로 사용한다. C_{Yr} 에 대한 옆미끄러짐각(Beta)의 영향과 한 방향키(rudder)의 영향도 C_{nr} 의 경우와 유사하다.

요잉진동시험에서 C_{tr} 은 C_{nr} 을 구하는 방법과 동일한 방법으로 계산되며, 요잉율 영향을 분석

한 결과 그림11과 같다. C_{lr} 의 특성은 요잉률의 크기와 방향에 비선형적으로 변한다. 그러나 비선형성 정도는 받음각 20도 이하에서는 C_{Yr} 과 유사하게 작다. DATCOM 결과와는 받음각 -30도에서의 시작점의 부호가 반대이며 받음각 10도에서 음양이 교차되는 등 전반적으로 DATCOM의 결과와 반대부호의 유사한 경향을 보인다. 요잉 운동에서 발생하는 C_{lr} 과 C_{lr} 은 교차성분(Cross-derivatives)으로 양의 기울기가 바람직하다고 알려져 있다.[5] 따라서 DATCOM은 받음각 10도 이하에서는 안정하고, 10도 이상에서는 불안정하다고 예측되었으나 시험치는 반대다. 이는 전술한 바와 같이 동체축과 안정성축의 차이라고 볼 수 있으나 받음각 0도에서도 여전히 반대부호로 나타나고 있어 추가적인 연구가 필요하다. C_{lr} 에 대한 방향키(rudder)의 영향도 C_{nr} 의 경우와 같이 무시할 수 있었다.

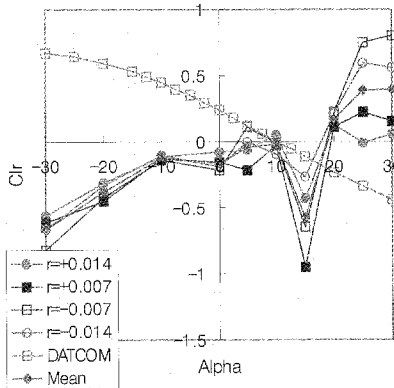


그림11. C_{lr} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

롤링진동시험에서 롤링모멘트 댐핑계수 C_{lp} 에 대한 롤링율(p) 영향을 분석한 결과 그림12과 같다. 롤링댐핑 C_{lp} 의 특성은 롤링율(p)의 크기와 방향에 비선형적으로 변한다. 그러나 비선형성 정도는 받음각 20도 이하에서는 C_{Yr} 과 유사하게 작다. 전반적으로 작은양이나나 안정하게 나타나고 고받음각에서 댐핑이 커진다. DATCOM으로 예측한 값(DATCOM)과도 전반적으로 잘 일치한다. C_{lp} 에 대한 에일러론의 영향도 역시 무시할 수 있었다.

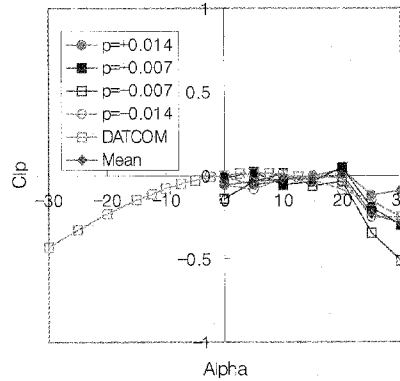


그림12. C_{lp} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

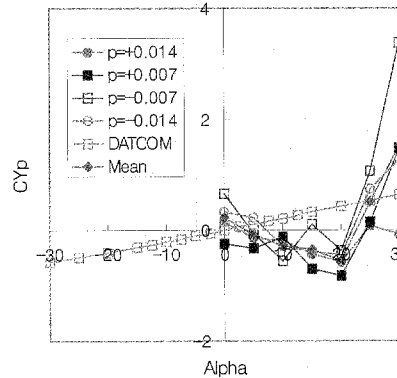


그림13. C_{Yp} 시험치와 DATCOM결과 (Beta=0°)

롤링진동시험에서 C_{Yp} 에 대한 롤링율(p) 영향을 분석한 결과 그림13과 같다. C_{Yp} 의 특성은 롤링율(p)의 크기와 방향에 비선형적으로 변한다.

받음각 20도 이하에서는 전반적으로 불안정하게 나타나고 고받음각에서는 역전되어 안정해진다. DATCOM으로 예측한 값(DATCOM)과는 받음각 20도까지는 반대부호로 유사한 경향으로 나타났다. C_{Yp} 에 대한 에일러론의 영향도 역시 작았다.

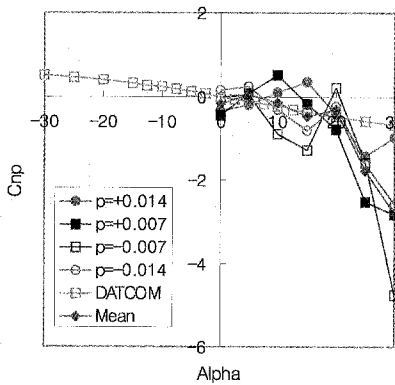


그림14. C_{np} 시험치와 DATCOM결과
(Beta=0°)

롤링진동시험에서 C_{np} 에 대한 롤링율(p) 영향을 분석한 결과 그림14와 같다. C_{np} 의 특성은 롤링율(p)의 크기와 방향에 비선형적으로 변하며 양의 받음각 영역에서 전반적으로 불안정하게 나타난다. DATCOM으로 예측한 값(DATCOM)과는 받음각 20도까지는 유사하게 나타났으며 25, 30도에서는 더 불안정한 방향으로 측정되었다. C_{np} 에 대한 에일러론의 영향도 작았다.

4. 결 론

비행선 동안정특성 분석을 위한 강제진동 풍동시험으로부터 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 동안정 특성은 각속도의 크기와 방향에 비선형적으로 변한다. 각속도의 크기보다는 방향에 더 지배를 받는다. 따라서 미계수 형태가 아닌 6분력계수 자체를 보간하여 사용하는 것이 바람직하다.
- 2) 모멘트 계수들의 댐핑은 있는 것으로 나타났다. 그중 피칭댐핑이 가장 크고, 요잉댐핑의 경우 받음각 20도 이상에서는 반대로 가속시키는 방향으로 나타나며, 롤링댐핑은 아주 작은 값으로 나타났다.
- 3) 수직력과 측력의 댐핑은 없는 것으로 나타

났다. 수직력의 경우, DATCOM 예측치보다 2배정도 크게 나타났다.

- 4) 요잉과 롤링의 교차성분 미계수들은 불안정한 방향으로 나타났다.
- 5) 옆미끄럼각의 영향은 C_{mq} , C_{Nq} 의 경우 0도 10도는 차이가 별로 없으며 30도에서만 절대치가 감소하는 방향으로 나타났다. C_{nr} , C_{Yr} , C_{lr} 은 모두 옆미끄럼각에 대해 완전히 비선형적이다.
- 6) 조종면의 변위 영향은 일부분의 경우를 제외하고는 작았다.

참 고 문 헌

1. 장병희 외, 중형비행선의 풍동시험 (II), KARI-AD-TM-2002-012, 한국항공우주연구원, 2002.
2. 장병희, 조태환, "정적 풍동시험 자료를 이용한 동안정미계수 산출 코드 개발," 제11차 유도 무기 학술대회 논문집, 2001.
3. P. Campbell, J. L. Johnson, and D. E. Hewes, "Low-Speed Study of the Effect of Frequency on the Stability Derivatives of Wings Oscillating in Yaw with Particular Reference to High Angle-of-Attack Conditions," NACA RM L55H05, 1955.
4. J.Schueler, L.K. Ward, etc, "Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities," AGARD 121, 1967.
5. Nelson, j.n., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Co., 1988.