



베인형 다기능 대기 자료 센서의 공력 설계

박영민,^{*1} 최인호,¹ 이용교,² 권기정,² 김성찬,³ 황인희⁴

AERODYNAMIC DESIGN OF A VANE TYPE MULTI-FUNCTION AIR DATA SENSOR

Y.M. Park,^{*1} I.H. Choi,¹ Y.G. Lee,² K.J. Kwon,² S.C. Kim³ and I.H. Hwang⁴

Aerodynamic design of the vane type multi-function probe was tried by using CFD and wind tunnel test for the MALE UAV and small business jets. The present multi-function probe can measure total pressure, static pressure and angle of attack by using rotating vane. Therefore, major performances are determined by aerodynamic characteristics of vane. In order to design the sensor compatible to the requirement, aerodynamic characteristics of sensors was investigated by using CFD and dynamic response analysis was also performed for transient performance. The final aerodynamic performance was measured by the wind tunnel test at AeroSonic and the results are compared with the present design. The results showed that the aerodynamic design using the CFD can be successfully used for the design of vane type multi-function air data sensor.

Key Words : 공력설계(Aerodynamic Design), 다기능(Multi-Function), 대기 자료 센서(Air Data Sensor)

1. 서 론

최근의 항공기는 피토 튜브, 받음각 센서와 공압 라인으로 구성된 전통적인 대기 자료 시스템에서 점차 한 개의 LRU로 전압, 정압 그리고 받음각을 측정하는 대기 자료 센서와 대기 자료 컴퓨터 기능을 모두 갖는 다기능(multi-function) 통합형(integrated type)센서를 이용하는 시스템으로 발전하고 있다(그림 1). 이러한 다기능 복합형 센서를 사용하면 중량 및 설치 공간 절감 측면에서 장점이 있고 아울러 부품수의 감소로 신뢰성이 증가하고 정확도 또한 증가한다[1,2].

통합형 다기능 대기자료 센서는 최근까지 군용기에 주로 이용되었으나 현재는 상업용 민간 항공기까지 폭넓게 이용되고 있다. 현재 판매되는 대표적인 통합형 다기능 센서로는 Thales사의 베인형 센서, Goodrich사의 Smartprobe 그리고 AeroSonic사의 IMFP(Integrated Multi-Function Probe)등이 있다.

(그림 2).

각각의 센서는 장단점이 있으나 본 논문에서는 공기역학적인 특성이 가장 주요한 설계 인자가 되는 베인형 다기능 센서에 대한 설계내용을 다루었다. 베인형 다기능 센서는 유동의 흐름에 정렬하여 압력을 측정하므로 받음각이 클 경우 오차가 증가하는 다공 피토 프로브(multi-hole Pitot probe)와 달리 전 받음각 영역에서 정확한 측정값을 제공한다.

본 연구에서는 무인기 및 소형 제트기에 사용할 수 있는 규모의 베인형 다기능 센서에 대한 전산해석을 수행하여 이를 형상설계에 이용하였고 동적 응답(dynamic response)해석을 시도하였다. 설계한 형상은 AeroSonic사의 풍동을 이용 시험을 수행하여 결과를 확인하였다.

2. 다기능 프로브 설계

2.1 성능 요구도

현재 설계중인 센서에 대한 기본적인 성능 요구도는 PBS(Performance Based Specification)에 명시되어 있으며 이 중 가장 중요한 공기역학적 요구도를 기술하면 아래와 같다[5].

■ 속도영역: 50kts ~ 천음속(M=0.8)

1 정희원, 한국항공우주연구원, 회전익기사업단, 선임연구원

2 한국항공우주연구원, 항공기술실, 선임연구원

3 한국항공우주연구원, 회전익기사업단, 팀장

4 한국항공우주연구원, 회전익기사업단, 단장

* Corresponding author, E-mail: ympark@kari.re.kr

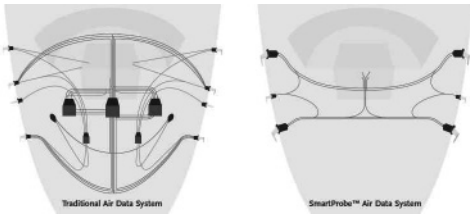


Fig. 1 Smart(multi-function) probe air data system architecture comparison with traditional air data system architecture.

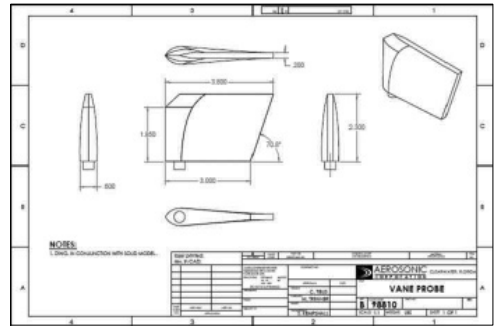


Fig. 3 Baseline multi-function probe drawing.



Fig. 2 Typical integrated multi-function air data sensors[2-4].

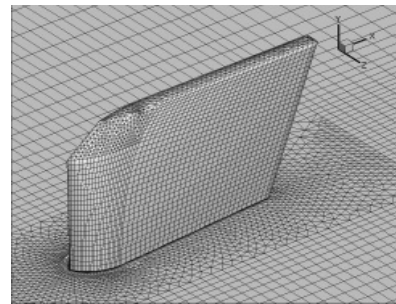


Fig. 4 Surface mesh distribution of baseline multi-function sensor(total 1.5M cells).

■ 각도 오차 요구도

- ±0.3° @ -10° $\alpha \le 30^\circ$ and 50kts ≤ Vc < 90kts
- ±0.2° @ -10° $\alpha \le 30^\circ$ and 90kts ≤ Vc
- ±0.4° @ -10° $\alpha \le -10^\circ$ or 30° $\alpha \le 70^\circ$
and 50kts ≤ Vc < 90kts
- ±0.3° @ -10° $\alpha \le -10^\circ$ or 30° $\alpha \le 70^\circ$
and 90kts ≤ Vc

■ 동적응답 요구도(1차 시상수 기준)

- 180 msec @ 50kts ≤ Vc < 70kts
- 130 msec @ 70kts ≤ Vc < 90kts
- 110 msec @ 90kts ≤ Vc < 120kts
- 70 msec @ 120kts ≤ Vc

베인형 센서의 경우 베인이 유동흐름 방향에 정렬되므로 전압 및 정압의 측정 오차는 무시할 수준이다. 또한 각도오차는 일반적으로 40kts 이상의 경우 공기역학적인 복원력으로 인해 유동에 정렬되므로 정확한 측정이 가능하다. 그러나 내부의 와이어나 베어링 마찰 등으로 인해 저속시 측정오차는 증가할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 다기능 센서의 동적 응답성에 대한 설계를 주로 다루기로 한다.

2.2 기본 형상

그림 3은 설계 초기 형상으로 앞전부분에 전압 측정홀이 위치하고 정압 측정홀은 베인의 측면에 위치한다. 받음각은 베인의 회전을 RVDT 등을 이용하여 측정하며 회전축은 베인의 하단에 나타나 있다. 초기 형상은 베인이 동체에 밀착된

형상으로 동체와 베인 사이의 빙결현상을 방지하기 위하여 동체의 표면에 히터가 삽입되어야 한다.

2.3 설계 인자

설계과정에서 전산해석은 다양하게 활용될 수 있다. 대표적인 이용방법은 정압홀의 위치결정을 들 수 있다. 정압홀은 민감도가 낮은 곳에 위치해야 한다. 또한 베인이 회전할 경우 받음각의 변화에 대해서 압력변화가 낮아야 출력되는 고도값의 진동을 방지할 수 있다. 전압홀은 기체 표면의 경계층에 잠겨 압력손실이 발생하지 않도록 센서부 끝단에 위치한다. 일반적으로 전압은 경계층으로 인한 압력 손실만 없으면 정확한 측정이 가능하다.

기본적으로 베인형 센서는 아래와 같은 동력학적 특성을 분석하여 설계한다.

$$J\ddot{\theta} + (\gamma_i + \gamma_a)\dot{\theta} + \kappa_i(\theta - \theta_e) + \kappa_a(\theta - \alpha) + \tau_d \operatorname{sgn} \dot{\theta} = 0$$

위 식에서 J는 베인형 센서의 회전관성 모멘트를 의미한다. 일반적으로 회전관성 모멘트는 CATIA나 Solidworks등의 S/W를 이용하여 구할 수 있다.

γ_i, γ_a 는 기계적인 damper를 장착하였을 경우 damping 계수

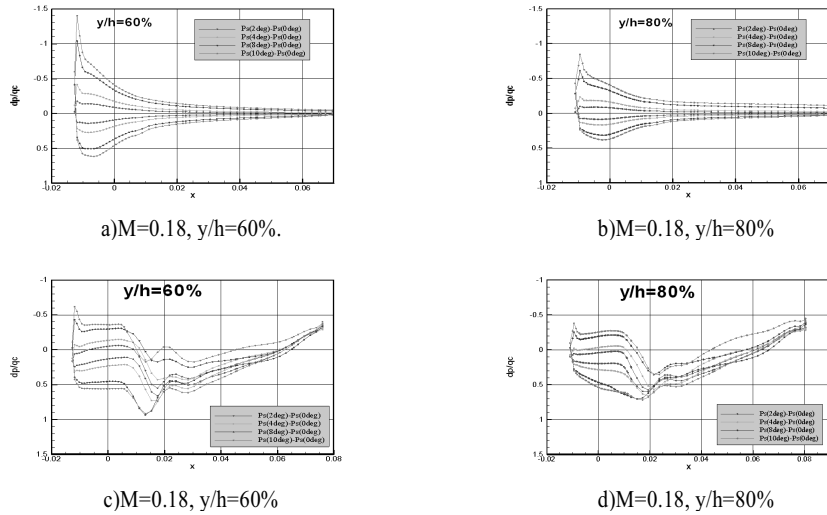


Fig. 5 Surface pressure coefficient distribution according to angle of attack change(rotating axis is located at x=0)

를 의미한다. 기계적인 damper의 장착 여부는 동적 응답을 해석한 후 결정한다. γ_a 는 베인의 공기역학적 damping 계수로 보통 경험 값을 이용하거나 실험을 통해 직접 구할 수 있다.

기계적 복원력(κ_a)은 내부의 데이터나 히터를 위한 전선 등에 의해 나타나는 스프링 효과로 실험을 통해 측정할 수 있다. 공기 역학적 복원력(κ_a)은 베인에 받음각이 있을 경우 받음각 0도로 복원하려는 힘을 의미하며 전산해석이나 시험을 통해 구할 수 있다. 보통 복원력이 클 경우 반응은 빠르나 overshoot 가능성이 있고 복원력의 적을 경우 overshoot 가능성은 감소하나 응답속도가 너무 느릴 수 있다. 마지막으로 τ_d 는 베어링 마찰을 의미한다.

3. 유동해석

3.1 유동 해석 방법

베인형 다기능 센서의 유동해석 과정에서는 FLUENT를 사용하였다. 사용된 격자의 표면형상은 그림 4와 같다. 형상은 기본적인 날개 형상과 유사하나 내부에 방/제빙을 위한 히터를 삽입해야 하고 외부 물체와의 충돌시 충분한 강성을 통해 파손/분리되지 않아야 하므로 두께는 최소 약 5mm 이상을 유지해야 한다. 따라서 끝단의 형상은 직각으로 절단된 형상을 하고 있다.

베인형 센서는 비교적 단순한 형상이므로 대부분 정렬격자를 사용하였고 일부 격자의 질 저하가 우려되는 부분과 연결 영역은 비정렬 격자를 사용하였다. 난류모델은 Spalart-Allmaras 모델을 사용하였다.

3.2 정압홀 위치 결정

베인 표면에 위치하는 정압홀은 받음각 변화에 대하여 선형적으로 변화하고 주위에 급격한 압력변화가 없어야 한다. 또한 받음각이 있을 경우 가능한 대칭적인 압력분포를 유지해야 베인이 회전하는 기동조건에서도 일정한 정압을 제공할 수 있다.

그림 5는 아음속 및 천음속 조건에서 받음각 변화에 따른 압력계수 분포를 도시한 것으로 다음과 같은 특성을 알 수 있다.

- 받음각에 의한 영향성(sensitivity)은 기체방향 그리고 앞전 방향으로 갈수록 증가함.
- 아음속의 경우 압력치는 대칭 형상을 이루고 있으나 앞전방향으로 갈수록 대칭 특성은 감소함.
- 천음속의 경우 아음속에 비해 대칭성이 감소하나 응답속도가 빠르므로 성능에는 문제가 없음.
- y/h=80% 이상의 위치에서는 Tip 영향을 받음
- 천음속의 경우 축 후방에서 충격파가 발생하므로 압력분포 특성이 급격하게 변화함.

위의 특성을 조합한 결과 정압홀의 위치는 높이 약 70%에서 축방향에 위치하는 것이 최적임을 알 수 있다.

3.3 동적 특성

그림 6은 기계적인 damper 없이 기본 형상에 대한 동특성을 도시한 그림으로 약 55msec 시간에서 기준각을 만족하는 것을 알 수 있다. 그러나 요구도인 70msec 와 비교시 여유가 많이 없고 진동 특성이 강하며 무인기에 사용하기에 다소 J 값 및 중량이 크므로 이를 감안하여 형상을 변경하기로 하였

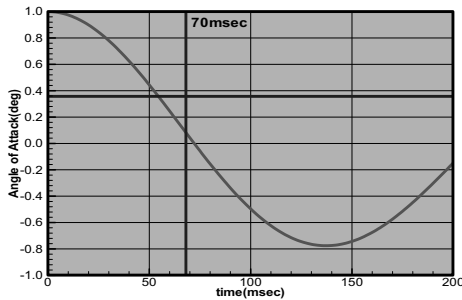


Fig. 6 Response analysis of baseline sensor model(120kts)
($J=0.00054 \text{ kg m}^2, \kappa_a=0.3 \text{ Nm/rad}, \gamma_a=0.0018 \text{ Nms/rad}$)

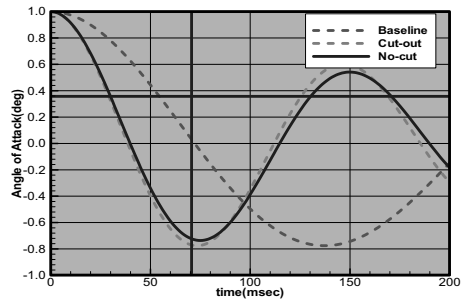


Fig 8. Comparison of response analysis results(120kts)

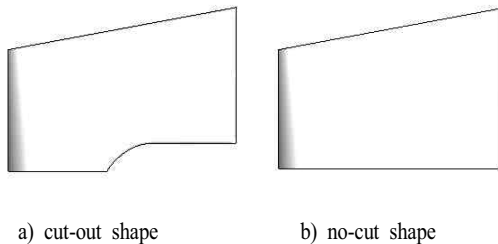


Fig. 7 Final multi-function probe shapes

다. 형상 변경 시에는 경량설계와 빠른 응답성을 위하여 J 값 및 중량은 적고 복원력은 증가하도록 설계하였다.

4. 최종 형상 및 풍동시험

4.1 설계 형상

최종형상은 기본형상 대비 측면 면적은 거의 일정하게 유지되도록 하였다. 측면 면적이 동일하면 내부의 방/제빙을 위한 히터필름의 증가 없이 기존의 히터를 이용할 수 있다. 형상은 그림 7과 같이 두 가지로 하였다. 그림 7의 a)는 기체 표면에 영향을 받지 않는 형태로서 단면적이 감소하고 공기역학적 복원력도 감소하는 단점이 있다. 반면 b)는 기체 표면에 밀착되는 형식으로 단면적 및 복원력이 증가하는 특성이 있다. 다만 단면적이 증가한 6%만큼 히터의 전력 또한 증가

Table 1 Aerodynamic stiffness for various vane shapes(Nm/rad)

Stiffness	Baseline	Cut-out	No-cut
60kts	0.075	0.0987	0.1233
120kts	0.300	0.3891	0.4857
160kts	0.533	0.6938	0.8772

하므로 이를 감안해야 한다. Solidworks를 이용하여 J 값을 계산한 결과 약 0.00022 kg m^2 와 0.00026 kg m^2 로 약 50% 정도로 감소하였다. 이는 전체적인 두께를 약 1mm 정도 감소시켰고 이전 대비 경량의 센서를 사용해서 나타나는 것으로 파악된다.

표 1은 각 형상에 대한 복원력을 나타낸 것으로 기존 형상 대비 cut-out 형상은 30% 그리고 no-cut 형상은 약 60% 정도 증가하였음을 알 수 있었다. Tr various vane shapes(Nm/rad)

4.2 동적 특성 예측

그림 8은 기본 형상 및 최종 형상에 대하여 공기역학적 damping 값이 동일하다는 조건하에 동적응답 해석을 수행한 것으로 형상 변경 후 반응속도가 빨라진 것을 확인할 수 있다. Cut-out 과 no-cut 형상으로 인한 차이는 그리 크지 않음을 알 수 있으나 cut-out 형상이 no-cut 형상 대비 공기역학적 damping 값이 작으므로 실제로는 더욱 더딘 감쇄현상을 보일 것으로 예상된다. 기계적인 damper가 없는 상태에서 반응 속도가 중요한 이유는 기계적 damper 장착 시 필연적으로 발생하는 response 지연을 대비하여 충분한 여유를 두기 위함이다.

그림 9는 해석결과를 이용하여 기계적인 damping값에 따른 특성을 비교한 것으로 120kts 조건의 경우 damping값에 관계없이 모두 응답시간에 대한 성능 요구도를 만족함을 알 수 있다. 그러나 0.02 와 0.015 인 경우 약 55msec 내외로 요구도인 70msec 와 비교할 경우 여유가 없어서 불만족 할 수 있다. 따라서 0.02인 경우는 적절하지 않다

그림 10은 Mach수 0.8인 조건으로 모두 요구도를 만족하는 것을 알 수 있다. 그러나 overshoot 특성이 있으므로 0.005 인 경우는 적절하지 않다. 따라서, 최종적으로 기계적인 damping 값은 0.01~0.015사이가 적절할 것으로 예상할 수 있다.

4.3 정적 풍동 시험

최종 형상에 대한 성능을 확인하기 위하여 풍동시험 모델을 제작하고 정적 및 동적 응답 특성을 관찰하였다. 풍동시험

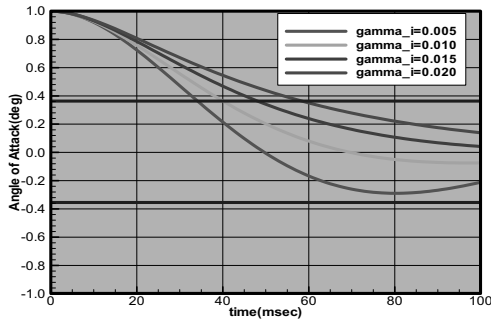


Fig. 9 Response analysis of no-cut shape probe(120kts, M=0.18)

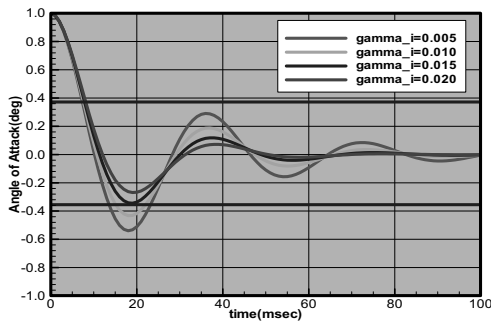


Fig. 10 Response analysis of no-cut shape probe(530kts, M=0.8)

모델은 SLA를 이용하여 제작하였으나 실제 알루미늄 재료의 중량을 감안하여 내부에 dummy weight를 부착하였다. 또한 베인의 중량을 상쇄하기 위하여 balance weigh부에 센서부를 장착하였다(그림 11).

풍동시험은 Aeronic사의 풍동에서 이루어졌으며 풍동의 최고 속도는 약 160kts 이고 유동의 각변화는 0.1도 이내이다. 풍동 시험은 정적 복원력을 측정과 동적 응답성을 측정하기 위하여 수행하였으며 결과를 이용 공기역학적인 damper 값을 산출하도록 하였다. 그림 12는 풍동 시험부 내부와 외부의 모

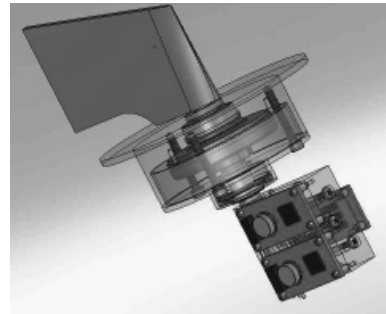
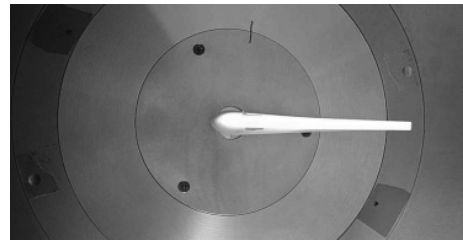
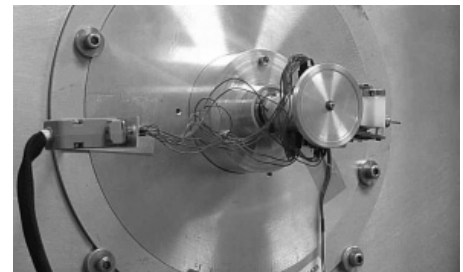


Fig. 11 Wind tunnel test model for multi-function probe.



a) Internal view of wind tunnel test section.



b) Outside view of wind tunnel test section

Fig. 12 Windtunnel model installation

델의 장착 상태를 보이고 있다.

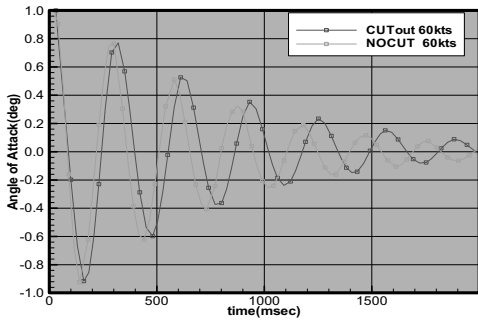
표 2는 CFD를 통한 해석결과와 시험치를 비교한 것으로 아음속 영역에서는 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. 따라서 기존의 풍동 시험을 통한 설계를 대신하여 CFD를 이용하여도 충분할 것으로 판단된다.

Table 2. Comparison of aerodynamic stiffness for cut-out and no-cut shape sensors

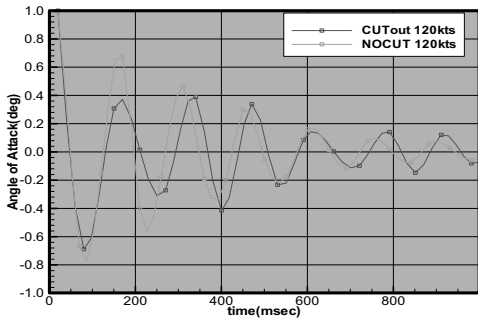
Aerodynamic Stiffness	Cut-out		No-cut	
	CFD	WT	CFD	WT
60kts	0.0987	0.1031	0.1233	0.1375
120kts	0.3891	0.3667	0.4857	0.4813
160kts	0.6938	0.6761	0.8772	0.8365

4.3 동적 풍동 시험

동적 풍동시험은 베인을 특정 각도로 설정한 다음 유동 안에서 자유 진동하도록 하여 특성을 파악한다. 앞서 설명한 바와 같이 기계적인 계수나 공기역학적인 복원력은 계산이나 시험으로 충분히 예측이 가능하나 공기역학적인 damping 값은 예측이 어려워 주로 시험을 통해 구한다. 그림 13은 동적 응답시험의 결과를 도시하는 것으로 no-cut 형상이 cut-out 형



a) 60kts



b) 120kts

Fig. 13 Dynamic response of final shapes(wind tunnel test)

상보다 빠르게 반응함을 알 수 있다. 이는 no-cut 형상의 증가한 표면적과 기체 표면의 벽면효과 때문에 공기역학적인 복원력과 damping 값이 증가하여 발생한 현상으로 판단된다.

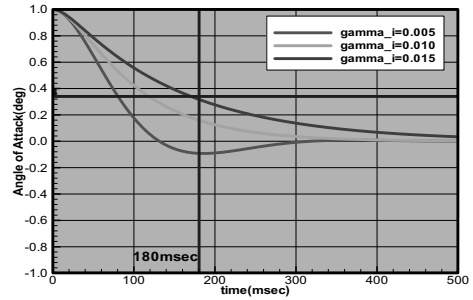
표 3은 시험결과를 이용하여 공기역학적 damping 값을 추출한 것으로 no-cut 형상이 cut-out 형상대비 약 60% 정도 높음을 확인할 수 있다. 기본 형상의 경우 120kts 조건에서의 damping 값은 0.0018 정도이나 오히려 감소한 것은 베인과 동체가 간격이 증가했기 때문으로 파악된다.

4.4 기계적 댐퍼 설계

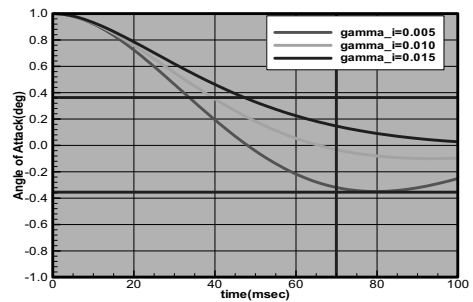
계산결과 및 시험결과를 바탕으로 damper를 포함한 베인형 다기능 센서의 성능을 분석하면 그림 14와 같다. 그림을 보면

Table 3 Aerodynamic damping for final vane shapes

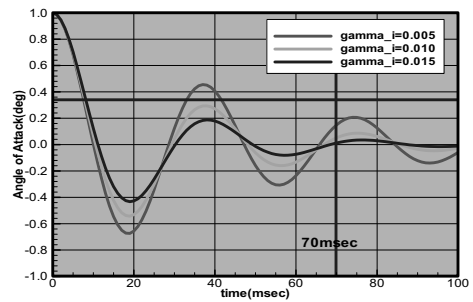
Aerodynamic Damping	Cut-out	No-cut
60kts	0.0004	0.0007
120kts	0.0008	0.0013



a) 60kts



b) 120kts(M=0.18)



c) 530kts(Mach=0.8)

Fig. 14 Response analysis of final probes according to various mechanical damping values.

60kts 조건에서 damping 값이 0.015인 경우 180msec 요구도를 불만족 할 가능성이 있어 사용할 수 없음을 알 수 있다. 120kts 조건에서는 세 조건의 damper는 모두 70msec 요구도를 만족하고 있음을 알 수 있다. 반면 전음속인 530 kts조건인 경우에는 모두 요구도를 만족하고 있으나 0.005인 경우 진동이 심하여 적절하지 않음을 알 수 있다. 따라서 기계적인 damper는 0.01 정도의 값으로 선정하면 전 영역에서 요구도를 만족할 수 있다.



5. 결 론

본 논문에서는 전산유체역학을 이용 베인형 다기능 대기 자료 센서의 설계를 시도하였고 이를 풍동시험으로 확인하였다. 전산 해석은 센서의 정압홀 위치, 속도에 따른 특성분석 그리고 받음각에 대한 복원력을 계산하는 데 활용하였다. 또한 계산된 정보는 다기능 센서의 동적 성능 해석과정에 활용되었다. 설계형상에 대하여 풍동시험을 수행한 결과 전산유체역학을 통한 복원력 예측이 타당함을 알 수 있었다. 최종적으로 풍동시험을 통해 공력 **damping** 값을 예측하고 이를 바탕으로 천음속에서의 동적응답성을 예측하였다. 해석결과 기계적인 **damper**는 0.01 정도가 타당함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용 구성품 개발사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사 드립니다

참고문헌

- [1] 1994, Hagen, F.W. and Seidel, H., "Deutsche Airbus flight test of Rosemount smart probe for distributed air data systems," *Aerospace and Electronic Systems Magazine*, Vol. 9, Issue 4.
- [2] <http://www.sensors.goodrich.com>
- [3] <http://www.thalesgroup.com>
- [4] <http://www.aerosonic.com>
- [5] 2009, Performance-Based Specification for the Multi-Function Intelli-Probe, KARI Internal Document.