

초고속 비행체 제어기법 설계를 위한 비행체 동압 추정 기법 연구

박정우*† · 김익수** · 박익수*

A Research on the Dynamic Pressure Estimation for the Control Law Design of High Speed Vehicle

Jungwoo Park*† · IkSoo Kim** · Iksoo Park*

ABSTRACT

This paper introduces general applications of vehicle's dynamic pressure information which is estimated during the flight. And a method to estimate the dynamic pressure for a high speed vehicle is suggested to sustain reliability of the flight under a high estimation accuracy of the information. The presented method is straightforward with simple relations of the compressible flow but is a still merited idea employed for the high speed vehicle control scheme with great accuracy.

초 록

본 논문에서는 비행 중에 추정되는 비행체 동압 정보의 일반적인 활용법에 대해 소개한다. 본 연구에서는 추정 정보의 정확성을 높여 비행의 신뢰성을 유지하기 위한 동압추정 기법을 제안하였다. 소개된 방법은 압축성 유동의 간단한 관계식을 통해 쉽게 확인할 수 있는 방법이지만, 초고속 비행체의 제어기법에 적용될 수 있는 높은 정확성을 가지는 양질의 동압정보를 제공하기 위한 방법론을 제안하고 그 활용성을 고찰하였다.

Key Words: Dynamic Pressure Estimation(동압추정), High Speed Vehicle(초고속 비행체), Control Law Design(제어기법 설계)

1. 서 론

비행체에 제공되는 실시간 측정 및 추정되는 비행정보들 중에 비행체 동압 정보는 그 활용성

면에서 매우 중요한 정보 중의 하나이다. 비행체 동압은 엔진 흡입구로 들어오는 공기량 추정, 비행체 공력 및 실시간 비행동역학 응답모델 추정, 그리고 비행체 유도법칙 등에 필수적인 정보로 사용될 수 있다.

공기흡입식 엔진의 경우 흡입유량 추정을 위해 대부분 Pitot tube를 이용하여 측정된 압력정보를 이용하여 이를 직접적으로 활용하거나 추

* 국방과학연구소 제4기술연구본부
** 국방과학연구소 제1기술연구본부
† 교신저자, E-mail: jwpark12@add.re.kr

가적인 보정을 통해 엔진에 유입되는 공기량을 추정하는데, 초음속 비행체의 경우 큰 끝단의 측정 전압력을 이용하여 공기량 추정에 활용하는 사례도 발표된 바 있다[1]. 비행체 공력 추정의 경우에는 해석이나 풍동시험을 통해서 얻어진 공력미계수와 함께 사용되어 직접적으로 비행체 공력 추정을 위한 정보로 활용된다. 비행 중 측정 및 추정된 동압 정보는 최종적으로 비행체 동역학 응답모델을 실시간으로 추정하는데 사용되어 자동조종 루프의 제어기 이득 설정을 위한 스케줄링 변수로 활용되기도 하며, 비행체 날개 구동기에 부가되는 하중 추정을 통해 제어입력 한계를 결정하는 데에도 사용되는 등 비행 성능 및 안정성 유지에 필수적인 정보이다[2]. 한편, 비행체 공력추정정보를 비행체 제어기법에 직접적으로 적용할 수 있으며, 참고문헌 [3, 4]의 경우 초음속 엔진 비행체의 자세유도 및 조종 명령을 생성하는 알고리즘에 비행동압을 이용한 공력 추정 정보가 활용된다면 보다 우수한 성능을 기대해 볼 수 있을 것으로 사료된다.

본 연구에서는 비행 상태 모니터링 및 비행 성능 향상을 위한 중요 비행정보인 비행동압을 추정하기 위한 간단한 알고리즘을 소개하고자 한다. 제안되는 비행동압 추정기법은 비행 전압력 측정 정보를 이용한 동압추정 방식으로, 초고속 비행체에 적용 시 보다 추정 정확도가 높은 양질의 정보를 제공할 수 있을 것으로 판단되었다. 또한, 비행체 동압을 추정하는 데에 있어 필수적인 비행 전압력 센서의 측정 범위를 고찰하고, 측정 범위 내에서 센서 정확도를 고려한 동압 추정 오차를 산출하였다.

2. 비행체 동압 추정 기법

2.1 비행 전압력 측정 정보를 이용한 동압 추정기법

비행 전압력 측정 정보는 참고문헌 [5]에서 소개된 ADS 시스템 등과 같은 측정 체계에서의 침두부 전압력 채널 등에서 획득될 수 있으며, 해당 측정 체계의 침두부 전압력 센서는 초음속 비행 중 bow shock 후단의 전압력을 측정하게

된다. 측정 전압력은 대기 정압력과의 관계식을 이용하여 다음과 같은 마하수 함수 구조로 표현 가능하다.

$$\frac{P_t}{P_s} = \left(\frac{1}{2}(\gamma+1)M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \times \left(\frac{\gamma+1}{2\gamma M^2 - (\gamma-1)} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (\text{Eq. 1})$$

$$\approx A_1 M^2 + A_2 M + A_3$$

Fig. 1은 마하수에 따른 침두부 측정 전압력과 대기 정압력의 비(ratio)에 대한 결과이다. 해당 결과는 마하수에 대한 2차 다항식으로 근사화 가능하며, 일반적으로 매우 높은 근사화 정확도를 가진다. 한편, 비행동압을 대기 정압력과의 비에 대한 수식으로 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{Q_s}{P_s} = \frac{1}{2} \gamma M^2 \quad (\text{Eq. 2})$$

Eq. 1, 2를 통해 측정 전압력에 대한 비행 동압 비(ratio)는 마하수가 커짐에 따라 일정한 상수로 수렴하는 수식 구조로 표현됨을 알 수 있다.

$$\frac{Q_s}{P_t} \approx \frac{\frac{1}{2} \gamma M^2}{A_1 M^2 + A_2 M + A_3} \quad (\text{Eq. 3})$$

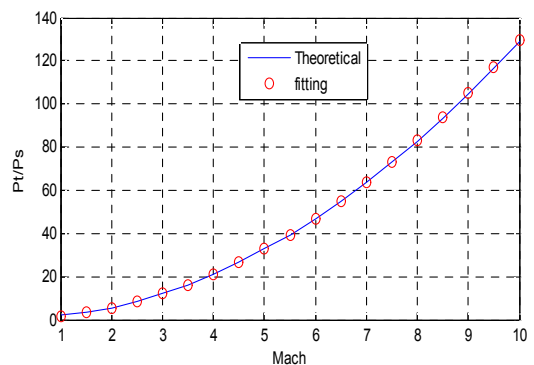


Fig. 1 Ratio of total pressure P_t to atmosphere static pressure P_s .

Eq. 3에 대한 결과는 Fig. 2에 나타내었으며, 마하수가 증가함에 따라 $\gamma/(2A_1)$ 에 해당하는 값으로 수렴함을 알 수 있다. 결과를 통해, 측정 전압력에 대한 비행 동압 비는 마하수 4 이상에서는 수렴 값 $\gamma/(2A_1)$ 의 98% 이상의 값을 가지며, 마하수 5.5 이상에서는 $\gamma/(2A_1)$ 와 99% 이상의 일치성을 확인할 수 있었다. 따라서 마하수 5.0 이상의 비행조건에서는 ADS를 통해 추정된 마하수의 오차가 1.0 수준이 되더라도 추정 오차가 1% 미만의 정확도 수준으로 동압을 추정할 수 있음을 알 수 있다.

결론적으로, 고마하수 조건에서 운용되는 이종램제트 혹은 스크램제트 비행체에서의 동압은 비행 전압력 측정값만을 이용하여 쉽게 산출될 수 있으며, 추정 정확도가 매우 높은 장점으로 그 활용성이 매우 높을 것으로 판단된다.

2.2 비행 영역을 고려한 비행동압 추정 정확도 예측

비행동압 추정 정확도는 측정 비행 전압력 오차와 마하수 추정오차에 기인하는데, 몇 가지 가정을 통해 그 정확도를 정량적으로 평가할 수 있다.

먼저 침투부 전압력 측정 오차는 고려되는 비행영역에서의 센서 용량 및 측정 정확도를 가정하여 고려될 수 있다. 비행영역을 가정하기 위하여 참고문헌 [6]의 스크램제트 비행영역을 참고하였으며, Fig. 3과 같이 비행영역을 설정하였다. 센서 측정범위는 고려되는 비행영역과 참고문헌 [7]의 ISA(International Standard Atmosphere) 대기 정압 정보(Table 1)를 참고하여 대략적으로 산출할 수 있는데, 그 결과는 Table 2와 같다.

Table 2 결과를 참고하여, 만약, 최대 측정범위가 2750 hPa 수준의 센서를 사용하고, 센서 오차를 F.S. 기준 1% 오차특성을 가지는 센서를 가정한다면, 비행 중 전압력 측정 오차는 최대 $\pm 4.5\%$ 수준이 발생하게 된다. 한편, Fig. 2 결과를 통해 마하수 추정오차가 ± 0.5 수준이 되더라도 마하수 추정오차에 대한 동압 추정오차는 $\pm 0.5\%$ 미만으로 결국 대부분의 동압추정오차는 센서 측정오차가 지배적인 특성을 지닌다. 최종

적으로, 마하수 추정 및 센서 측정 오차를 종합적으로 고려할 때 동압추정 오차는 최대 $\pm 5.0\%$ 수준을 보일 것으로 예측된다.

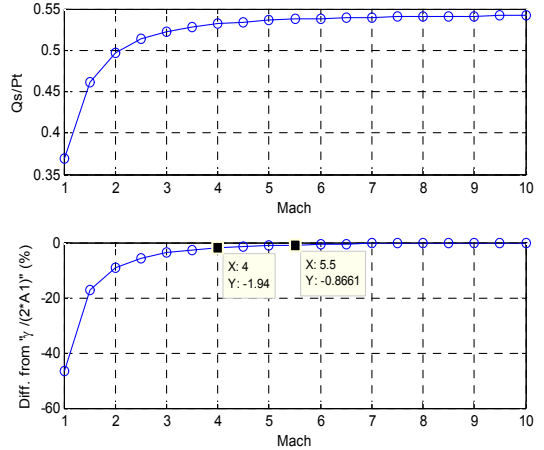


Fig. 2 Ratio of dynamic pressure Q_s to total pressure $P_t(\text{Top})$, Difference from the value $\gamma/(2A_1)$ (Bottom).

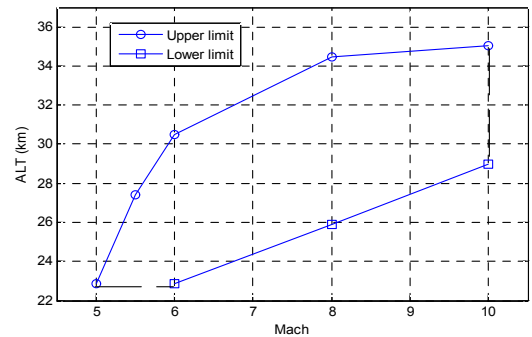


Fig. 3 Assumed flight region for hypersonic vehicle from Ref.[6].

Table 1. Atmospheric static pressure for ISA (Ref. [7]).

ALT (km)	Pressure (hPa)
0.0	1013.25
20.0	54.75
32.0	8.68
47.0	1.11

Table 2. Total pressure measurement range for the assumed flight region in Fig. 3.

Division	Pressure (hPa)
min. value	617.55
max. value	2659.15

3. 결 론

비행체 동압은 엔진 성능 유지와 비행체 유도/조종 기법 설계 및 운용에 활용될 수 있는 주요 비행 정보로써, 정보 획득의 높은 정확도가 요구된다.

본 연구에서는 비행 동압 추정기법을 제안하였으며, 비행 동압 추정 오차에 대해 고찰하였다. 제안된 추정기법은 고마하수 조건에서 매우 높은 추정 정확성을 가지는 특성을 가지므로 초고속 비행체에 적합한 기법이며, 그 구조와 획득 알고리즘이 복잡하지 않아 비행 동압을 실시간으로 추정할 수 있는 정보획득 체계로의 적용성이 우수한 장점을 지닌다. 한편, 제안된 추정기법의 성능은 자유흐름 전압력 측정 센서 오차 성능이 지배적인 특성을 나타내므로, 추정 성능을 높이기 위해서는 비행영역 축소 및 측정 범위 별 다중 측정 시스템을 구축하여 센서 오차를 줄이는 측정 시스템 상세 설계 연구 수행이 요구된다.

참 고 문 헌

1. 박익수, 박정우, 박창규, 황기영, "비행정보를

이용한 초음속 엔진의 공기유량 추정 및 불확도 평가," *한국추진공학회 2014년도 춘계 학술대회 논문집*, pp. 540-546.

2. Çağlar, İ.H., Tüştin, G., "A Dynamic Pressure Estimation Algorithm for Cruise Missiles," *AIAA SciTech Forum of AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, National Harbor, Maryland, AIAA 2014-1476, Jan. 2014.

3. 김금성, 박정우, 남국혁준, 한풍규, 탁민제, "PEG를 이용한 초음속 엔진 비행체의 유도 알고리즘," *한국항공우주학회 학술발표회 논문집*, pp. 505-510, Apr. 2011.

4. Liu, H., Zong, Q., Tian, B., Wang, J., "Hypersonic Vehicle control based on integral sliding mode method," *Intelligent Control and Automation (WCICA)*, Beijing, China, Jul. 2012.

5. 최종호, 이재윤, 윤현걸, 임진식, "전압력센서를 적용한 초고속 유동데이터 산출 알고리즘," *한국추진공학회지*, 제 15권, 제 5호, pp. 60-65, 2011.

6. Korad, A.S., "Modeling, Analysis, and Control of a Hypersonic Vehicle With Significant Aero-Thermo- Elastic-Propulsion Interactions, and Propulsive Uncertainty," Thesis for the degree of Master of Science in Arizona State University, 2010.

7. Daidzic, N.E., "Efficient General Computational Method for Estimation of Standard Atmosphere Parameters," *International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace*, Vol. 2, Iss. 1, 2015.