



비행정보를 이용한 흡입구의 공기유량 추정 및 불확도 평가

박익수^{a,*} · 박정우^a · 기태석^a · 최진^a · 이주영^a

Estimation and Uncertainty Evaluation on Mass Flow Rate of Air Intake by Using Air Data

Iksoo Park^{a,*} · Jungwoo Park^a · Taeseok Ki^a · Jin Choi^a · Juyoung Lee^a

^a4th R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: ispak@add.re.kr

ABSTRACT

An estimation law of air mass flow rate for high speed engine control is presented. The variables of mass estimation equations are modified to measurable variables which can be obtained during flight, and the effectiveness of each variable to the estimation accuracy is evaluated. The equation is modified to a simplified form, and the uncertainty is evaluated. In addition, reference data for the selection of estimation methods is suggested by considering the sensitivity analysis of sensor error.

초 록

초고속 엔진을 제어하는데 필요한 엔진으로 유입되는 공기유량의 추정기법에 대해 제안하였다. 비행 중 획득 가능한 정보를 활용하기 위하여 공기유량 계산식을 비행 중 측정 가능한 변수로 변경하였고, 추정 정확도에 대한 각각 변수의 기여도를 평가하였다. 제안한 추정식은 간단한 형태로 변형하였고, 측정 불확도를 분석하였다. 아울러 센서의 오차에 따른 민감도 분석을 통하여 공기유량 추정 기법 선택을 위한 참고자료를 제시하였다.

Key Words: Air Intake(공기 흡입구), Engine Control(엔진제어), Air Flow Rate(공기유량)

1. 서 론

엔진의 제어에 요구되는 기본 성능은 추력 제어 오차 및 안정성 그리고 가감속 성능이 요구된

다[1]. 이러한 성능 요구를 달성하기 위한 설계에 있어 엔진의 작동 안정성을 확보하기 위하여 당량비를 제한하거나 가감속 성능과 직결되는 최대/최소 추력을 제어해야 하는데, 이를 구현하기 위해서는 비행 중 실시간으로 비행정보를 획득하고, 엔진의 상태를 감시하며 제어입력을 결정해야 한다. 특히 한계조건 또는 최대/최소 추

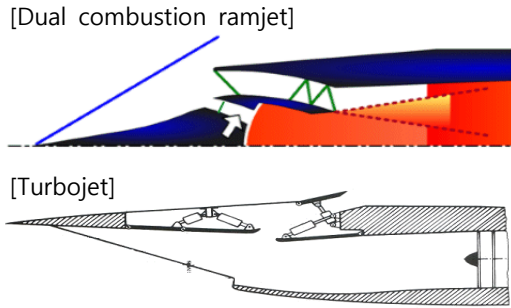


Fig. 1 Typical geometry of high speed air intake.

력성능과 관련해서는 엔진으로 유입되는 공기량에 관한 정보를 알고 있어야 하는데 이는 연소 효율, 냉각 성능 그리고 추력 및 비추력과 같은 성능지수가 당량비에 의해 지배되기 때문이다. 따라서 당량비를 제어하기 위해서는 엔진으로 유입되는 공기의 유량을 실시간으로 정확히 추정하고 엔진으로 공급하는 연료를 제어함으로써 가능해진다.

근래의 초고속 비행체의 흡입구는 Fig. 1과 같이 비행 중 유입되는 공기를 1차 압축 시키고 직접 연소기로 공기를 공급하거나 터보제트 엔진과 같이 압축기를 통하여 추가 압축된 공기를 연소기로 공급한다. 공기를 압축하는 방식은 엔진에 무관하게 1차로 램 압축기를 사용하는 것이 일반적인 형태라고 할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 외부 램 압축을 하는 공기 흡입구에 대하여 비행정보 데이터(Air Data)를 이용하여 공기 유량을 추정하는 기법에 대해 제안하였다. 적용해야 하는 비행체의 특성상 원하는 정보를 모두 측정할 수 없기 때문에 효과적으로 획득할 수 있는 정보와 이를 기반으로 하여 달성할 수 있는 공기유량 추정 불확도를 평가함으로써 현실적으로 효과적인 추정 정확도를 가늠할 수 있는 표준 모델 구조를 제시하였다.

2. 공기 흡입구 개념 형상

연구에 적용한 공기 흡입구 형상은 Fig. 2와 같은 충격파 구조를 가지는 흡입구를 고려하였

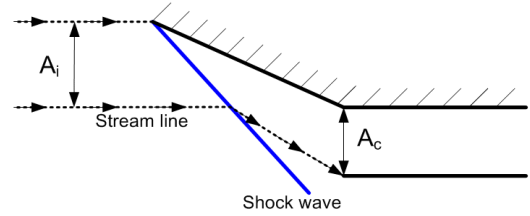


Fig. 2 Cross sectional area of high-speed intake.

고, 측정할 수 있는 비행정보는 참고문헌 [2]에 있는 측정 시스템을 이용하여 전압력, 비행마하, 받음각 정보를 획득할 수 있고, 별도로 유입 공기의 전온도까지 측정 가능하다고 가정하였다. 그림을 살펴보면 초고속으로 유입되는 공기는 자유흐름으로의 투사 단면적(A_i)을 통과하여 흡입구 단면적(A_c)으로 유입되고 있음을 알 수 있는데, 흡입구 단면적 대비 자유흐름 투사 단면적은 공기 포획률 f 로 표시할 수 있고 이는 Eq. 1과 같이 비행 마하수와 받음각의 함수로 알려져 있다.

$$f(M, \alpha) = \frac{A_i}{A_c} \quad (1)$$

3. 추정 모델의 구성

3.1 공기유량 추정

엔진으로 유입되는 공기유량 계산식은 유동과 관련한 수식으로부터 Eq. 2와 같다[3]. 여기서 $\rho, M, \gamma, R, T, A_c$ 는 각각 자유흐름 공기 밀도, 비행 마하수, 비열비, 기체상수, 공기 정온도 그리고 흡입구의 단면적이다.

$$\dot{m}_{ai} = \rho \cdot M \cdot \sqrt{\gamma RT} \cdot A_c \quad (2)$$

Eq. 2는 측정 불가능한 물리량으로 표현되어 있어 비행 중 측정 가능한 형태로 수식을 변경해야 한다. 먼저 자유흐름에 노출된 프로브를 통해 측정되는 수직 충격파 후단의 전압력(P_{01})과 등 엔트로피로 가정하여 측정한 자유흐름 전온

도(T_0), 그리고 전산유체 해석이나 시험과 같은 방법을 통해 획득한 공기유량계수 f 를 이용하면 Eq. 3과 같이 변형할 수 있다.

$$\dot{m}_{ai} = \frac{P_{01}}{\sqrt{T_0}} A_o f J(M) \quad (3)$$

여기서 $J(M)$ 은 Eq. 4와 같다.

$$J(M) = M \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \left(\frac{1}{2}(\gamma+1)M^2 \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (4)$$

3.2 추정식의 단순화

Eq. 4는 측정 가능한 압력과 온도로 구성되어 있는데, 비행 마하수에 대해 복잡한 형태로 구성되어 있어 빠르고 안정적인 계산을 하는데 적합하지 않다. 따라서 식 $J(M)$ 을 적절한 마하수 영역에서 고차의 다항식 $R(M)$ 으로 근사하면 Eq. 5와 같고 근사 결과는 Fig. 3과 같다.

$$\dot{m}_{ai} = \frac{P_{01}}{\sqrt{T_0}} A_o f(M, \alpha) R(M) \quad (5)$$

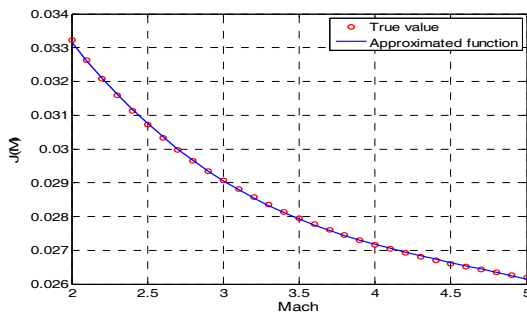


Fig. 3 Approximation of $J(M)$.

Table 1. Estimation error of approximation functions.

Order	Polynomial coefficients (from high order)	Error (%)
1st	$(-375.5 \ 40469.3) \times 1e-5$	2.26
2nd	$(152.5 \ -1184.2 \ 5081.2) \times 1e-5$	0.35
3rd	$(-46.4 \ 521.9 \ -2142.7 \ 5891.9) \times 1e-5$	0.05

$J(M)$ 의 근사함수 $R(M)$ 은 다양한 다항식 차수를 이용하여 근사할 수 있는데, Eq. 3에서 다른 측정변수의 오차가 없다고 가정하였을 때 근사함수 오차로 인한 공기유량 추정 오차는 Table 1과 같다. 근사 결과 3차의 다항식을 사용할 경우 매우 높은 정확도로 근사하고 있음을 알 수 있다.

4. 추정 모델에 따른 추정 불확도 평가

4.1 평가조건

흡입공기 유량의 참값 및 추정오차를 계산하기 위하여 마하, 고도 평면에서 정의된 비행영역을 계산영역으로 이용하였다. 비행 마하수는 마하 2.0~5.0, 비행 고도는 0~30km로 제한하였고, 표준 대기를 이용하였다. 비행정보를 획득하기 위한 측정 센서는 참고문헌 [2]에 제시된 프로브와 동일한 형상을 가진다고 가정하였고, 비행 마하수와 받음각을 추정하는 알고리즘도 동일한 기법을 적용하였다. 센서의 오차는 Table 2와 같은 두 종의 정확도를 갖는 센서 군에 대하여 평가하였는데, 여기서 정의한 센서 오차는 영평균, 측정 전 영역(F.S., Full Scale) 오차가 3σ (99.7%)인 정규분포 모델로 가정하였다.

4.2 영향변수 평가

Eq. 5를 이용할 경우 흡입공기 유량은 P_{01} ,

Table 2. Sensor specification.

Type	Sensor	Sensor Capacity	Measurement error(%)
Type1	P_{01}	7.0 bar	0.5% F.S.
	P_{02}	8.5 bar	0.5% F.S.
	P_{03}	9.0 bar	0.5% F.S.
	T_o	1500 K	0.5% F.S.
Type2	P_{01}	7.0 bar	0.1% F.S.
	P_{02}	8.5 bar	0.1% F.S.
	P_{03}	9.0 bar	0.1% F.S.
	T_o	1500 K	0.1% F.S.

T_0 , M , α 의 함수가 되고, M , α 는 다시 P_{01} , P_{02} , P_{03} 으로 표현할 수 있다. 여기서 P_{02} , P_{03} 는 참고문헌 [2]의 콘 상하단에서 측정된 전압력을 의미한다. 각각의 변수는 추정식 구조와 각 변수의 수치적 변동 폭으로 인하여 측정 오차가 없다고 가정하여도 공기유량 추정 오차에 관한 기여도가 다르다. 각 변수의 오차에 관한 상대적인 기여도를 평가하기 위하여 평가 대상 변수를 비행 영역에서 변하지 않는 상수로 가정하고, 다른 변수는 비행 조건 변화에 따라 측정 가능하다고 가정하였다. 이러한 계산 방식으로 비행 영역의 계산조건(n)에 대하여 공기유량 추정 오차율의 합을 가격함수로 정의하고 이를 최소화 하는 평가대상 상수값을 최적화 기법으로 찾아냈다. 예를 들어 P_{01} 을 측정하지 않고 상수로 가정할 경우 공기량 추정을 오차를 최소화 하는 P_{01opt} 를 결정하는 문제는 Eq. 6과 같이 정의할 수 있다. 여기서 \hat{m}_{ai} 는 Eq. 5와 같은 구조를 가지며 P_{01opt} 를 이용한 추정 공기유량이다.

$$J_{\min}(P_{01opt}) = \sum_{i=1}^n [\hat{m}_{ai} - \hat{m}_{ai}(P_{01opt}, T_0, M, \alpha)]^2 \quad (6)$$

적용한 최적화 기법은 PSO(Particle Swarm Optimization)이고, 각 변수의 탐색 범위 및 최적 변수를 적용한 오차는 Table 3과 같다. 이 추정오차를 전체로 보고 각각의 변수 기여도를 백분율로 환산하면, 전압력, 전온도, 마하수 그리고 받음각 순서대로 69%, 16%, 13%, 1%의 기여도를 가지고 있음을 알 수 있는데, 이는 각 변수를 직접 측정하지 않고 임의의 상수로 가정하게 되면 발생시키는 오차를 의미할 수 있다.

Table 3. Ranges of effective parameters and their effects on estimation error.

Variable	Range	Error(%)
P_{01} (kPa)	0 ~ 600	93.2
T_0 (K)	340 ~ 1500	22.1
M	2.0 ~ 5.0	18.0
α (deg)	0.0 ~ 10.0	1.3

4.3 평가방법

추정식에 의한 모델오차와 센서에 의한 측정 오차를 고려하여 공기량 추정 불확도를 평가하였다. 먼저 Eq. 5를 공기유량 추정식으로 사용하게 되면 공기유량의 추정 불확도는 각각의 측정 변수들이 공기유량 추정 모델식을 구성하므로 Table 2의 센서 오차를 활용하면 합성 표준 불확도로 표현할 수 있다. 여기서 추정식을 구성하는 각 측정변수들과 유량계수(f)가 독립이므로 합성 표준 불확도(u_c^2)는 Eq. 7과 같이 표현할 수 있다. 본 연구에서는 개별 불확도($u_i(x)$)를 이용하여 합성 표준 불확도를 계산하는 방법에 있어서 마하수 및 받음각을 추정하는 과정이 Eq. 7과 같은 해석적인 함수의 이용에 적합하지 않기 때문에 몬테카를로 시뮬레이션 기법을 적용하였다.

$$u_c^2(y) = \sum_{i=1}^N \left[\frac{\partial f}{\partial x_i} \right]^2 u_i(x_i) \quad (7)$$

몬테카를로 시뮬레이션을 적용하기 위한 각 측정센서의 확률적 특성은 Table 2에 정의된 특성을 이용하였고, 시뮬레이션을 통해 획득한 공기량 추정오차의 별도의 증명과정 없이 정규분포 함수로 근사하여 추정 오차의 평균과 분산을 획득하였다.

4.4 시뮬레이션 조건

시뮬레이션은 측정 변수의 시스템 오차 특성을 살펴보기 위하여, 시스템의 구성의 복잡성 정도에 따라 모든 변수를 측정하는 경우(Case 1), 마하수, 받음각을 사용하지 않는 경우(Case 2), 전온도를 측정하지 않는 경우(Case 3)로 세 가지 조건을 선정하였고, 우연오차의 특성을 고려하여 Table 2에 있는 두 종의 센서 오차 크기를 고려하였다. 두 오차특성의 결합된 조건을 고려한 최종 시뮬레이션 조건을 정리하면 Table 4와 같다. 센서 오차는 작동압력 즉 비행조건에 따라 상대적인 크기에 영향을 받기 때문에 비행조건마다 오차특성이 다르게 나타날 수 있다. 따라서 Table 5와 같이 임의의 비행조건에 대해 계산을 수행하였다.

Table 4. Simulation conditions.

Condition	Combination of Error
C1	Type 1, Case 1
C2	Type 1, Case 2
C3	Type 1, Case 3
C4	Type 2, Case 1
C5	Type 2, Case 2
C6	Type 2, Case 3

Table 5. Flight simulation condition.

Flight Point	Mach	Alt. (km)	AoA (deg)
1	2.0	0.0	2.0
2	2.3	3.3	2.0
3	2.7	6.7	2.0
4	3.0	10.0	2.0
5	3.3	13.3	2.0
6	3.7	16.7	2.0
7	4.0	20.0	2.0
8	4.3	23.3	2.0
9	4.7	26.7	2.0
10	5.0	30.0	2.0

4.5 시뮬레이션 결과

Fig. 4는 시뮬레이션 조건 C1에 대하여 비행조건 1에 대해 공기유량 추정오차의 시뮬레이션 결과로써 정규분포로 근사화한 함수와 함께 도시하였다. 추정오차는 센서 오차와 유사하게 정규분포 함수의 형태를 보유하고 있는 것으로 나타났다. 각 시뮬레이션 조건에 따라 다양한 비행조건에서의 결과는 Fig. 5~10과 같다. 결과는 10,000번의 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 획득하였고, 이는 평균 추정 오차(Error), 오차의 표준편차(Std. deviation)를 나타내고 있다. 마하수 및 받음각을 추정하지 않는 Case 2에서는 마하수 3.0, 받음각 5.0 (deg)의 임의 추정 값을 사용하였으며, 전온도를 측정하지 않는 Case 3에서는 전온도 값을 770K로 설정하여 도출한 결과이다.

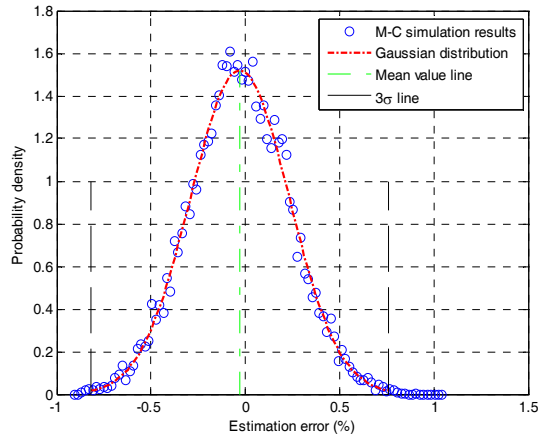


Fig. 4 Approximation of mass estimation error.

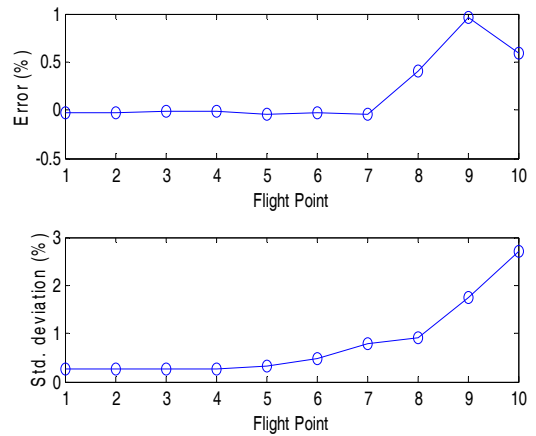


Fig. 5 Simulation results for condition C1.

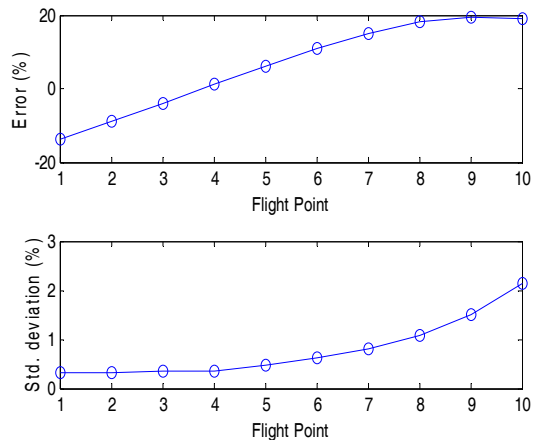


Fig. 6 Simulation results for condition C2.

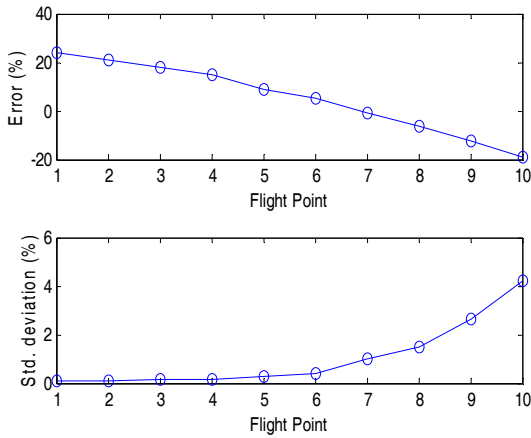


Fig. 7 Simulation results for condition C3.

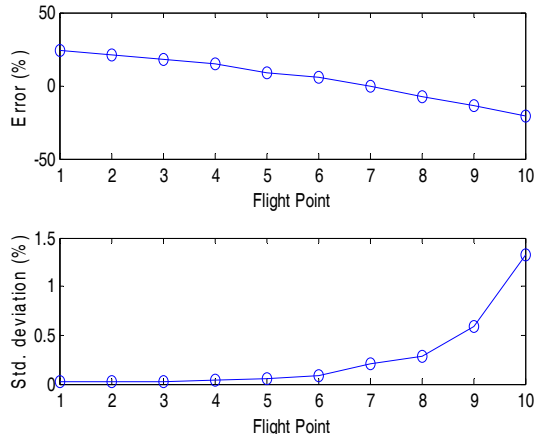


Fig. 10 Simulation results for condition C6.

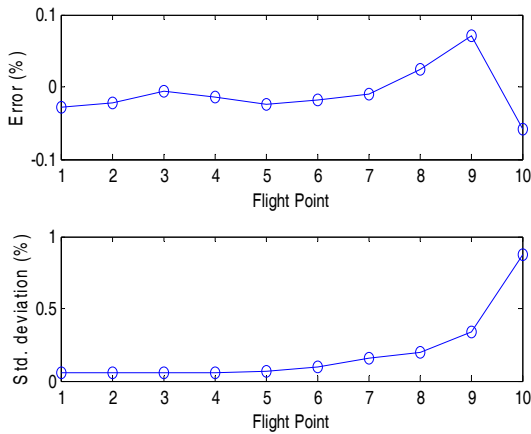


Fig. 8 Simulation results for condition C4.

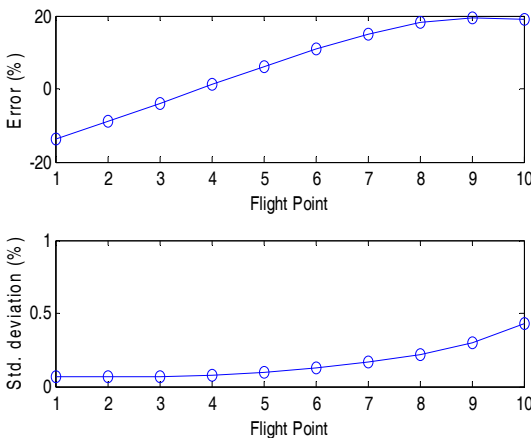


Fig. 9 Simulation results for condition C5.

Table 6. Simulation results of the estimation uncertainty.

Condition	Simulated uncertainty	
	Error mean (%)	3σ(%)
C1	-0.044 ~ 0.959	0.770 ~ 8.134
C2	-13.543 ~ 19.392	0.977 ~ 6.403
C3	-19.318 ~ 24.053	0.271 ~ 12.629
C4	-0.058 ~ 0.070	0.155 ~ 2.628
C5	-13.540 ~ 19.395	0.194 ~ 1.289
C6	-20.791 ~ 24.056	0.054 ~ 3.975

시뮬레이션 결과를 오차의 평균과 분산으로 정리하면 Table 6과 같다.

모든 변수를 측정하였을 때 모든 경우에서 1% 이내의 매우 좋은 추정 성능을 보였지만 마하수 및 받음각 추정을 하지 않았을 경우(P_{02} 와 P_{03} 를 측정하지 않는 경우)와 전온도를 측정하지 않았을 경우에는 각각 최대 15% 및 25%의 추정 오차를 유발하는 것으로 나타났다. 이러한 결과는 앞서 추정 오차 지배변수 평가를 통한 예상 경향과 일치했으며, 마하수 및 받음각 추정을 하지 않는 경우보다는 전온도를 측정하지 않는 경우가 큰 추정 오차 범위를 가지는 것으로 확인되었다. 측정 정보의 불확실성에 의한 추정 오차

불확도는 측정 오차가 작은 C4~C6의 경우 C1~C3의 대략 1/5 수준으로 나타났으며, 이는 Table 2에서 정의한 오차 수준의 비와 일치함을 알 수 있었다.

모델을 사용하여 시뮬레이션 된 결과일 수 있다. 특히 전온도 센서의 경우 동적인 시간지연을 수반하는 특성이 시스템 오차로 나타날 수 있으므로 이에 대한 연구가 필요하다.

5. 결 론

초고속 비행체 엔진을 제어하는데 필요한 공기유량 추정기법과 추정구조에 따른 오차를 평가하였다. 해석적으로 분석하기 어려운 문제의 수치적 결과를 획득하기 위하여 몬테카를로 시뮬레이션 기법을 적용하였다. 시뮬레이션 결과 모든 변수를 측정하였을 경우 모든 경우에서 매우 좋은 추정성능을 보였지만 마하수 및 받음각 추정을 하지 않았을 경우와 전온도를 측정하지 않았을 경우에는 상대적으로 매우 큰 오차가 발생함을 확인할 수 있었다. 아울러 마하수 및 받음각에 대한 영향보다는 전온도의 영향이 보다 큰 것으로 확인되었는데 이는 비행조건에서 전온도의 측정 정확도에 대한 모델이 과소평가 된

References

1. Park, I.S., Park, J.W., Kim J.H. and Hwang K.Y., "Design Requirements of Supersonic Engine Control Laws and its Application," 2013 KSPE Spring Conference, Busan, Korea, pp. 856-860, May 2013.
2. Choi J.H., Yoon H.G., Lee J.Y., and Lim J.S., "Supersonic Flow Air Data Acquisition Algorithm Using Total Pressure Sensors," 2011 KSPE Spring Conference, Uiwang, Korea, pp. 215-218, Apr. 2011.
3. Anderson J.D., *Modern Compressible Flow*, 2nd ed., McGraw-Hill, NewYork, U.S.A., 1990