

유도 미사일의 사거리 민감도 연구

Range Sensitivity Analysis of a Canard Controlled Missile

양영록* 조태환* 명노신*
 Young-Rok Yang Tae-Hwan Cho Rho-Shin Myong

Abstract

This study describes a range sensitivity of a canard controlled missile. An investigation was conducted into the relative importance of aerodynamic parameters on a guided missile. Also this study was analyzed by quantifying their effects on the missile range. To analyze the range sensitivity of a guided missile, a trajectory analysis program of a guided missile was developed. The range sensitivity analysis was conducted on a thrust, weight, drag and lift. The result of the range sensitivity analysis shows that the design parameters with the greatest effect on the missile range are thrust, drag, weight, and lift, in descending order of importance. The thrust on range extension is quite obvious to extend a range of a guided missile. In particular, the drag exhibited greater range sensitivity than lift at a guided flight. The result also shows that missile range could be maximized by applying the appropriate launch angle and canard pitch-up control.

Keywords : Missile Range, Sensitivity Analysis, Canard Controlled Missile

1. 서론

유도 미사일의 성능향상을 위하여 장 사거리화, 고정밀화, 다 탄두화 등에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 그 대표적인 예로 미국 등 선진 5개국에서 개발한 GMLRS(Guided Multiple Launch Rocket System)을 들 수 있다. GMLRS의 시초인 MLRS(Multiple Launch Rocket System)는 다연장 로켓 발사체계로 동서 냉전시대에 막강한 화력을 보유하고 있던 소련 포병 화력에

대응하기 위해 미국·영국·프랑스·독일·이탈리아 등에 의해 공동 개발됐다. Fig. 1과 같이 최초 기본 탄이 개발된 이후 지속적인 성능개선이 이루어져 32km인 사거리를 45km까지 연장시킨 ER-MLRS(Extended Range-MLRS) rocket을 개발하였고 현재에는 로켓탄 선두부에 커나드를 설치하여 정밀도를 높이고 사거리를 60km 이상으로 연장한 GMLRS가 개발되어 초도 생산 중에 있다. 현재에도 성능향상을 위한 연구가 활발히 수행되고 있으며 최근에는 미 육군과 Lockheed Martin에서 공동으로 개발한 GMLRS rocket이 사거리 85km의 연장시험에 성공한 것으로 보고되고 있다¹⁾.

본 논문에서는 앞서 설명한 바와 같이 유도 미사일의 성능향상에 주요한 이슈 중 하나인 장 사거리화를 위한 사전연구 단계로 유도 미사일의 사거리 민감도

† 2010년 10월 8일 접수~2011년 1월 20일 게재승인
 * 경상대학교 & 항공기부품기술연구소(GNU & Research Center for Aircraft Parts Technology)
 책임저자 : 양영록(yang@gnu.ac.kr)

분석을 수행하였다^[2]. 사거리 민감도 분석에서는 각 설계 요소들의 사거리 민감도를 수치화하였으며 각각의 설계인자들의 상대적인 중요도가 전체 시스템 성능에 미치는 영향을 분석하여 관련 연구와 개발업무에 논리적 방향을 제시하고자 하였다.



Fig. 1. GMLRS의 발전 과정

2. 비행궤적 해석 프로그램

사거리 민감도 분석을 수행하기 위하여 Fig. 2와 같이 운동 방정식과 부분합성법을 이용한 공력해석 프로그램을 연계하여 공력 데이터베이스 구축이 필요 없는 비행궤적 해석 프로그램을 설계하였다.

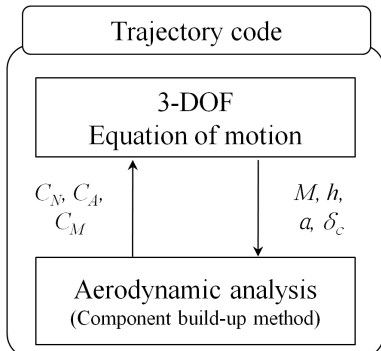


Fig. 2. 비행궤적 해석 프로그램

본 연구에서 개발한 비행궤적 해석 프로그램은 여러 가지 측면에서 장점이 있다. 첫 번째, 유도 미사일의

의 개념설계 시 소요되는 공력해석 시간 및 비용을 효율적으로 줄일 수 있다. 두 번째, 운동 방정식과 공력해석 프로그램이 직접 연결되어 있으므로 공력 데이터베이스 작성이 필요 없다. 세 번째, 비행체의 속도 변화에 따른 마하수 및 레이놀즈수 변화뿐만 아니라 고도 변화에 따른 마하수 및 레이놀즈수 변화 또한 고려할 수 있으므로 비행궤적 해석 결과의 정확도 또한 높은 편이다^[3,4]. 따라서 본 연구에서 개발한 비행궤적 해석 프로그램은 민감도 분석 및 최적화와 같이 많은 양의 비행궤적 해석이 요구되는 문제에 대해 매우 효율적일 것으로 판단된다.

가. 운동 방정식

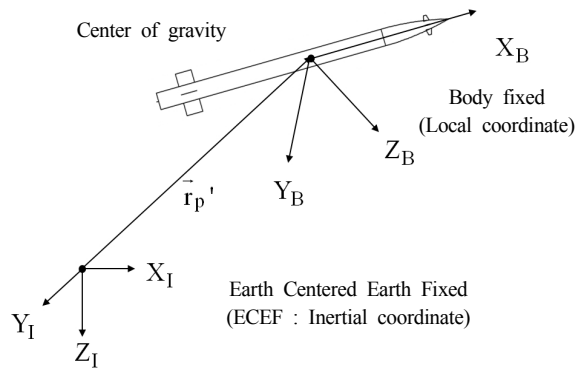


Fig. 3. 좌표계

본 연구의 목적은 유도 미사일의 사거리 민감도 분석이기 때문에 사거리와 관련된 X, Z 축 방향의 힘과 Y 축 방향의 모멘트를 이용하여 식 (1)과 같이 운동 방정식을 구성하였다.

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + WQ) &= -mg\sin\theta + F_{Ax} + F_{Tx} \\
 m(\dot{W} - UQ) &= mg\cos\theta + F_{Az} \\
 I_{yy}\dot{Q} &= M_{Ay} \\
 \frac{d\theta}{dt} &= Q
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Fig. 3은 운동 방정식 설계 시 사용한 좌표계를 나타내며 m 은 질량, U 및 \dot{U} 은 X축 방향의 속도 및 가속도, W 및 \dot{W} 는 Z축 방향의 속도 및 가속도, Q 및 \dot{Q} 은 Y축 방향의 각 속도 및 각 가속도, g 는 중력, θ 는 Y축 방향의 오일러 각, F_A 및 M_A 는 공력에

의해 발생하는 힘과 모멘트, F_T 는 추력에 의해 발생하는 힘, I_{yy} 는 주관성 모멘트를 의미한다.

F_{Ax} , F_{Az} , M_{Ay} 계산에 필요한 받음각(α)은 운동 방정식에 의해 계산된 W , U 의 속도를 이용하여 식 (2)와 같이 계산하였다.

$$\alpha = \tan^{-1}(W/U) \quad (2)$$

이때 비행체가 적절한 비행성능을 갖도록 하기 위해서는 일정 수준의 정적 안정성과 동적 안정성이 요구된다. 따라서 본 연구에서는 피치 업 유도조종 시 종축 안정성을 증대하기 위하여 Fig. 4와 같이 안정성 증대 시스템(SAS : Stability Augmentation System)을 추가하였다. 본 연구에 사용된 안정성 증대 시스템은 커나드 피치 업 유도 조종 명령이 입력되면 동적 안정성을 증대시키기 위하여 Q 값을 피드백하여 커나드 변위각이 결정 될 수 있도록 설계되었다. 여기서 δ_c 는 커나드 피치 업 유도조종을 위한 커나드 변위를 의미하고 K 는 Q 에 대한 이득(gain) 값을 의미 한다.

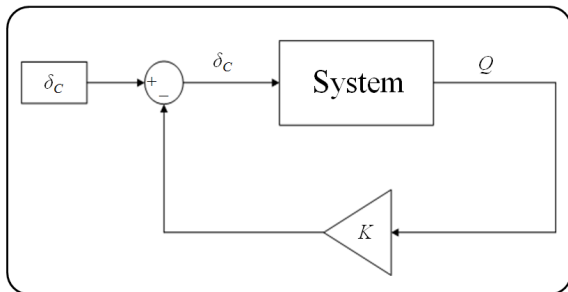


Fig. 4. 안정성 증대 시스템(SAS)

나. 공력해석 프로그램

비행체적 해석 시에는 공력해석에 많은 시간이 소요됨으로 공력해석 시간 대비 계산 정확도가 높은 공력해석 기법을 필요로 한다. 따라서 여러 방식의 공력해석 방법 중 해석시간 대비 계산 정확도가 높은 반실험적 기법^[5]을 선택하였으며 그 중 부분합성법을 이용한 공력해석 프로그램인 MISSILE DATCOM^[6,7]을 공력해석 프로그램으로 선정하였다.

앞서 설명한 운동 방정식과 부분합성법을 이용한 공력해석 프로그램을 직접 연결하여 유도 미사일의 사거리 민감도 분석을 위한 비행체적 해석 프로그램을 설계하였다.

3. 대상모델 및 사거리 민감도 분석

가. 대상모델

대상모델은 Fig. 5와 같은 형상이고 커나드 및 테일 핀은 각각 X, + 형태로 배치 되어있다. 총 중량은 308kg, 연소 후 중량은 191kg로 연료량은 117kg으로 가정하였다. 추력은 62275kg · m/s²(N)로 4.5초 동안 연소하는 것으로 가정하였고 연소 시간 동안 일정한 힘을 발생하도록 하였다. 연소 시의 연료량 변화는 4.5초 동안 일정한 비율로 소모되는 것으로 가정하였다. 연소 시에는 커나드 유도조종이 없이 받음각 0° 부근에서 비행함으로 질량 변화에 따른 관성 모멘트 값의 변화가 사거리에 미치는 영향은 매우 작고 판단되어 I_{yy} 는 연소 후의 값인 382kg · m²로 고정된 값을 사용하였다. 이때 사거리에 영향을 미치는 기저항력(base drag)은 연소 중(power-on)과 연소 종료(power-off) 후로 나누어 산출하였다.

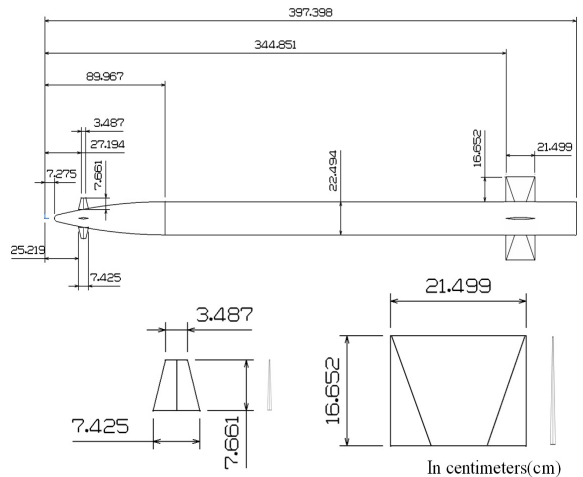


Fig. 5. 대상모델^[8]

사거리 민감도 분석을 위한 대상 모델의 초기조건은 Table 1과 같으며 W_T 는 총 중량, W_p 는 추진체의 중량, T 는 추력을 의미한다. 유도 비행 시에는 커나드 4개 모두를 사용하여 커나드 피치 업 유도조종을 한다. 커나드 최대 변위각은 25°이고 자세제어에 사용되는 커나드 변위각을 고려하여 대상모델의 커나드 피치 업 유도조종 초기 변위각을 $\delta_c = 15^\circ$ 로 설정하였다. 따라서 $\delta_c = 0^\circ$ 는 무유도 비행을 의미하며 $\delta_c = 15^\circ$ 는 유도 비행을 의미한다.

Table 1. 대상모델의 초기조건

W_T	W_P	T	Launch angle	δ_c
308kg	117kg	62275N	45°	0°, 15°

나. 민감도 분석 방법

사거리 민감도 분석에서는 각 설계인자들의 사거리 민감도를 수치화함으로써, 각각의 설계인자들의 상대적인 중요도가 전체 시스템 성능에 미치는 영향을 분석하고자 한다. 따라서 대상모델의 응답에 주요한 영향을 주는 인자를 찾을 수 있으며 가장 큰 영향을 주는 인자 또한 찾을 수 있는 민감도 분석기법을 선정하여 민감도 분석을 수행하였다^{9~11)}.

각 인자 변화에 따른 사거리 변화는 식 (3)과 같다.

$$Range\ variation\ rate\ (\%) = \frac{f(v_i + \Delta v) - f(v_i)}{f(v_i)} \times 100 \quad (3)$$

$$Sensitivity(\%) = \frac{f(v_i + \Delta v) - f(v_i)}{f(v_i)} \frac{v_i}{\Delta v} \times 100 \quad (4)$$

민감도 분석 시에는 각 인자들의 중요성을 표준화하기 위하여 식 (4)와 같이 무 차원화한 사거리 민감도로 나타내었다. 무 차원화한 사거리 민감도란, 백분위로 표현한 인자에 대한 표준화(normalized)한 사거리 구배(gradient of range)로 정의 된다. 식 (3), (4)를 이용하여 각 인자들에 대한 사거리 민감도를 분석하였다.

다. 설계인자 선정

유도 미사일의 개념설계 시에 고려되는 주요 설계인자 중 사거리에 큰 영향을 주는 요소들은 Fig. 6과 같다. 이러한 요소들을 모두 고려하여 민감도 분석을 수행하기에는 시간 및 비용의 문제점이 따른다. 따라서 사거리 민감도 분석을 하기에 앞서 Fleeman의 미사일의 단순 탄도 사거리 수식¹²⁾을 이용하여 미사일의 사거리에 영향을 크게 미치는 주요 설계인자들을 도출하였다²⁾.

유도 미사일의 사거리 민감도 분석에서는 사거리에 영향을 미치는 주요 설계인자인 추력, 중량, 항력, 양력, 발사각, 커나드 피치 업 유도조종을 이용하여 무 유도 비행 시와 유도 비행 시를 구분하여 사거리 민

감도 분석을 수행하였다. 무유도 비행 사거리 민감도 분석 시에는 추력, 중량, 항력, 양력, 발사각에 대해 사거리 민감도를 분석하였고 유도 비행 사거리 민감도 분석에서는 추력, 중량, 항력, 양력, 발사각, 커나드 피치 업 유도조종에 대해 사거리 민감도 분석을 수행하였다. 이때 발사각 및 커나드 피치 업 유도조종은 대상모델의 발사조건 및 조종조건 만을 변화한 것으로 추력, 중량, 항력, 양력과 상대적 민감도를 평가하기에는 다소 무리가 있다. 따라서 발사각 및 커나드 피치 업 유도조종의 경우에는 각 값의 변화에 따른 사거리 변화 및 사거리 변화율로 비교하였다.

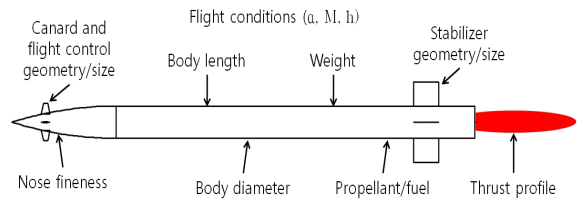


Fig. 6. 공력형상 설계인자

사거리 민감도 분석을 위한 추력, 중량, 항력, 양력의 변화 폭은 기준 값에 $\pm 15\%$ 이고 5% 간격으로 각각 민감도 분석을 수행하였다. 추력은 기준 추력 총 양에 특정 비율을 곱하는 방법으로 사거리 변화를 관찰하였고 중량은 추진체의 무게를 제외한 동체 중량을 특정 비율로 변화 시키며 사거리 변화를 관찰하였다. 항력 및 양력은 공력계산 결과에 특정 비율을 곱하는 방법으로 평균 항력 및 평균 양력이 증가 또는 감소될 수 있도록 하여 사거리 변화를 관찰하였다. 커나드 피치 업 유도조종의 경우에는 커나드 피치 업 유도조종 변위각 0°~25°, 발사각의 경우에는 45°~75°로 각각 5° 간격으로 비행궤적 해석을 수행하여 사거리 변화를 관찰하였다.

4. 사례연구를 통한 사거리 민감도 분석

사례연구를 통한 사거리 민감도 분석은 Fig. 7과 같은 비행궤적을 갖는 커나드 유도 미사일에 대해 무유도 비행 사거리 민감도 분석과 유도 비행 사거리 민감도 분석을 각각 수행하였다.

무유도 비행 사거리 민감도 분석이란 유도 미사일이 발사하여 지상에 도착할 때 까지 사거리 연장을 위한

유도조종을 하지 않는 상태에서의 사거리 민감도 분석을 의미한다. 유도 비행 사거리 민감도 분석이란 미사일이 발사되어 최대고도(apogee)에 도착한 후 피치 업 유도조종을 하여 사거리를 연장하는 비행 상태에서의 사거리 민감도 분석을 의미한다.

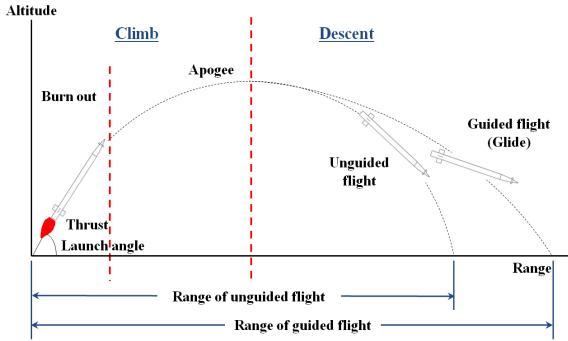


Fig. 7. 유도 미사일의 비행계획

Table 2와 같이 대상모델의 무유도 비행 사거리 계산 결과는 44.67km, 유도 비행 사거리 계산 결과는 59.83km로 나타났다. 비행계획 해석 결과는 Fig. 8과 같으며 무유도 비행계획 해석의 경우 Intel i7 940 CPU(2.93GHz)에서 약 12분, 유도 비행계획 해석의 경우 약 19분의 계산 시간이 소요 되었다.

Table 2. 대상모델의 기준 사거리

Baseline	Unguided flight($\delta_c = 0^\circ$)	Guided flight($\delta_c = 15^\circ$)
Range	44.97km	59.83km

가. 무유도 비행 사거리 민감도 분석

무유도 비행 사거리 민감도 분석 시에는 추력, 중량, 항력, 양력 및 발사각에 대해 사거리 민감도 분석을 수행하였다. 무유도 비행 사거리 민감도 결과는 Fig. 9와 같이 나타났다.

추력, 중량, 항력 변화에 따른 사거리 민감도 변화는 각 값이 증가 또는 감소 할 경우 사거리 민감도가 일정하게 증가하는 것으로 나타났다. 변화량 15% 범위에서, 추력의 경우에는 최대 사거리 민감도가 약 699, 중량의 경우에는 최대 사거리 민감도가 약 244, 항력의 경우에는 최대 사거리 민감도가 약 297로 나타났다. 양력의 경우에는 최대 사거리 민감도가 약 1로 사거리 민감도가 매우 작은 것으로 나타났다. 이는 무유도 비행의 경우 양력을 발생시키는 커나드 유도조종이 없고 비행체는 중력 성분에 비해 비행체의 속도가 매우 빨라, 대부분의 비행영역에서 받음각 0°로 비행하여 양력 발생이 매우 작기 때문이다.

Table 3은 각각의 인자에 대한 최대 사거리 민감도를 나타낸 것이다. 무유도 비행 사거리 민감도 결과에서 나타난 것과 같이 무유도 비행 시 사거리에 영향을 크게 미치는 인자는 추력, 항력, 중량, 양력 순으로 나타났다. 사거리 민감도 결과와 같이 항력이 중량 보다 큰 사거리 민감도를 보였다.

Table 3. 사거리 민감도 분석결과(무유도 비행)

Parameter	Thrust	Weight	Drag	Lift
Sensitivity(%)	699	244	297	1

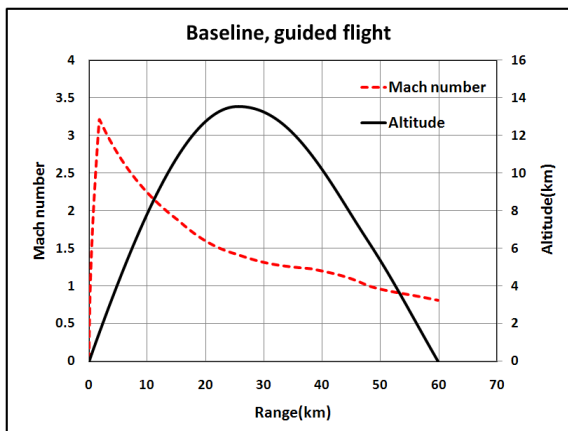
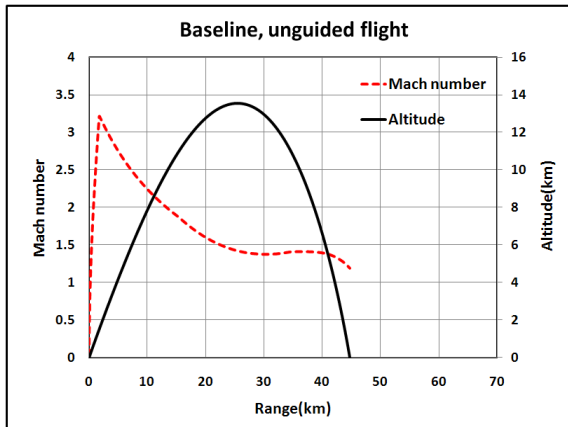


Fig. 8. 대상모델의 비행계획 해석 결과

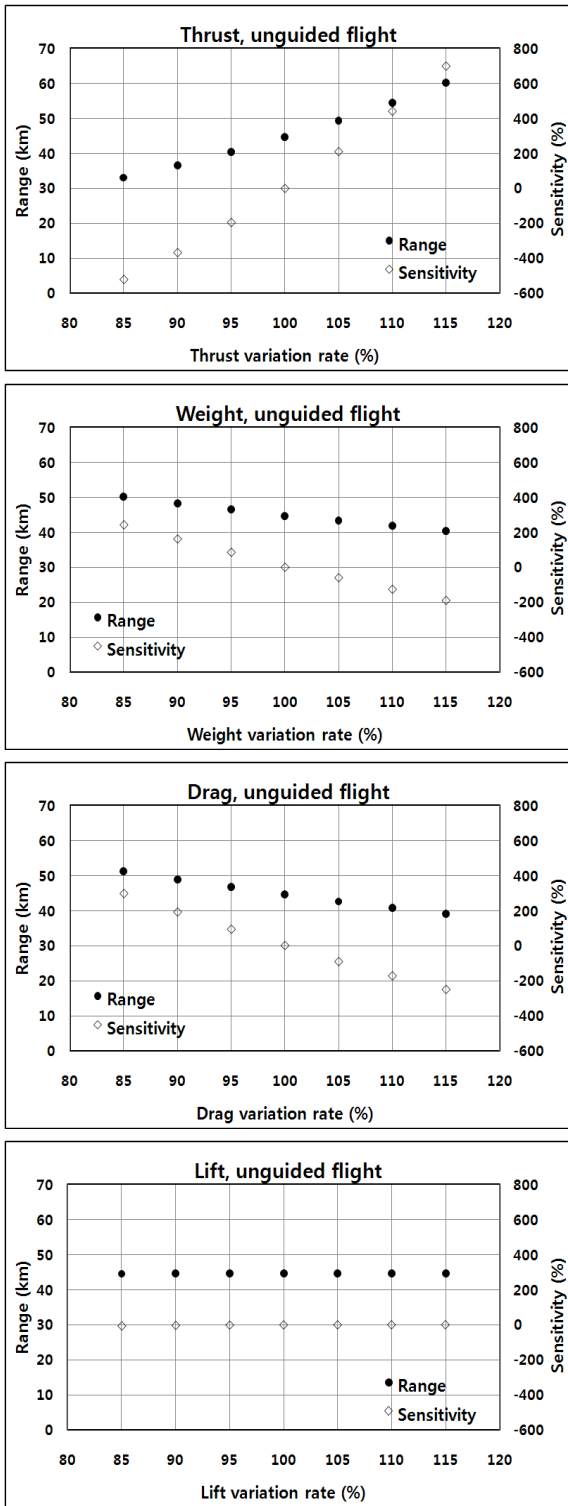


Fig. 9. 무유도 비행 시의 사거리 민감도

Fig. 10은 중량과 추력 변화에 따른 사거리 민감도의 연관성을 나타낸 그래프이다. 추력과 중량 변화에 따른 사거리 민감도 결과와 같이 중량의 변화 보다 추력의 변화가 사거리에 더 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다. 따라서 중량과 추력의 상관관계를 고려하여 추력을 증가시킨다면 사거리 증대에 도움이 될 것으로 판단된다.

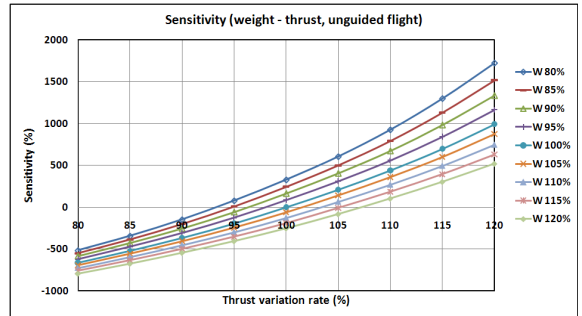


Fig. 10. 추력과 중량 변화에 따른 사거리 민감도 변화

Fig. 11은 발사각에 따른 사거리 변화 및 사거리 변화율을 나타낸 것이다. 결과와 같이 최대 사거리가 되는 발사각은 약 55° 부근으로 나타났다. 이때의 최대 사거리는 49.28km이고 최대 사거리 변화율은 대상모델에 비해 약 10% 정도 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 결과를 통해 알 수 있듯이 적절한 발사각의 설정은 사거리 증대에 주요한 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다.

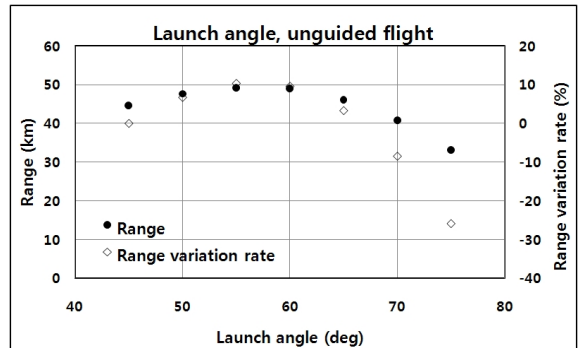


Fig. 11. 무유도 비행 시의 사거리 변화율(발사각)

나. 유도 비행 사거리 민감도 분석

유도 비행 사거리 민감도 분석에서는 추력, 중량, 항력, 양력, 발사각 및 커나드 피치 업 유도조종에 대해

사거리 민감도 분석을 수행하였다. 유도 비행 사거리 민감도는 Fig. 12와 같이 나타났다.

유도 비행 시, 추력 변화에 따른 최대 사거리 민감도는 약 656로 나타났으며 추력이 유도 미사일의 사거리 변화에 가장 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다. 무유도 비행 시, 최대 사거리 민감도는 약 699로 무유도 비행 시보다 사거리 민감도가 감소하였다. 이러한 현상이 나타난 이유는 유도 비행이 무유도 비행 보다 활공 시간이 길기 때문에 활공 시간이 증가한 만큼 추력의 영향이 상대적으로 감소한 것으로 판단된다. 추력의 사거리 민감도는 무유도, 유도 비행 모두 가장 큰 것으로 나타났다.

유도 비행 시, 중량 변화에 따른 최대 사거리 민감도는 약 281로 나타났다. 무유도 비행 시, 중량 변화에 따른 최대 사거리 민감도는 약 244로 유도 비행 시의 사거리 민감도가 무유도 비행 시의 사거리 민감도 보다 크게 나타났다. 이러한 결과가 나타난 이유는 추력 효과와 반대로 유도 비행 시가 무유도 비행 시 보다 활공 시간이 길기 때문에 활공 시간이 증가한 만큼 중량 효과가 증가하여 사거리 민감도 또한 증가한 것으로 판단된다.

유도 비행 시, 항력 변화에 따른 최대 사거리 민감도는 약 425로 나타났으며 추력 다음으로 사거리에 영향을 크게 미치는 것으로 나타났다. 무유도 비행 시, 최대 사거리 민감도는 약 297로 무유도 비행 시보다 사거리 민감도가 큰 폭으로 증가하였다. 이러한 현상이 나타난 가장 큰 이유는 유도 비행으로 인해 받음각이 발생하여 항력이 증가하였으며 특히, 커나드 변위 각 발생으로 인해 커나드의 항력이 큰 폭으로 증가하였기 때문이다. 또한 유도 비행이 무유도 비행 보다 활공 시간이 길어 항력의 영향이 더욱 커진 것으로 판단된다.

유도 비행 시, 양력 변화에 따른 최대 사거리 민감도는 약 115로 나타났다. 무유도 비행 시에는 사거리 민감도가 아주 작은 값을 나타냈다. 무유도 비행 시에는 대부분의 비행영역에서 받음각 0° 부근으로 비행하여 양력 발생이 매우 작기 때문이다. 반면, 유도 비행 시에는 활공을 위하여 피치 업 유도조종을 하게 되고 이로 인해 받음각이 발생하여 커나드와 테일핀의 양력이 큰 폭으로 증가하여 사거리 민감도가 큰 폭으로 증가하였다. 하지만 추력, 양력, 중력의 사거리 민감도 결과에 비해 양력의 사거리 민감도는 작은 것으로 나타났다.

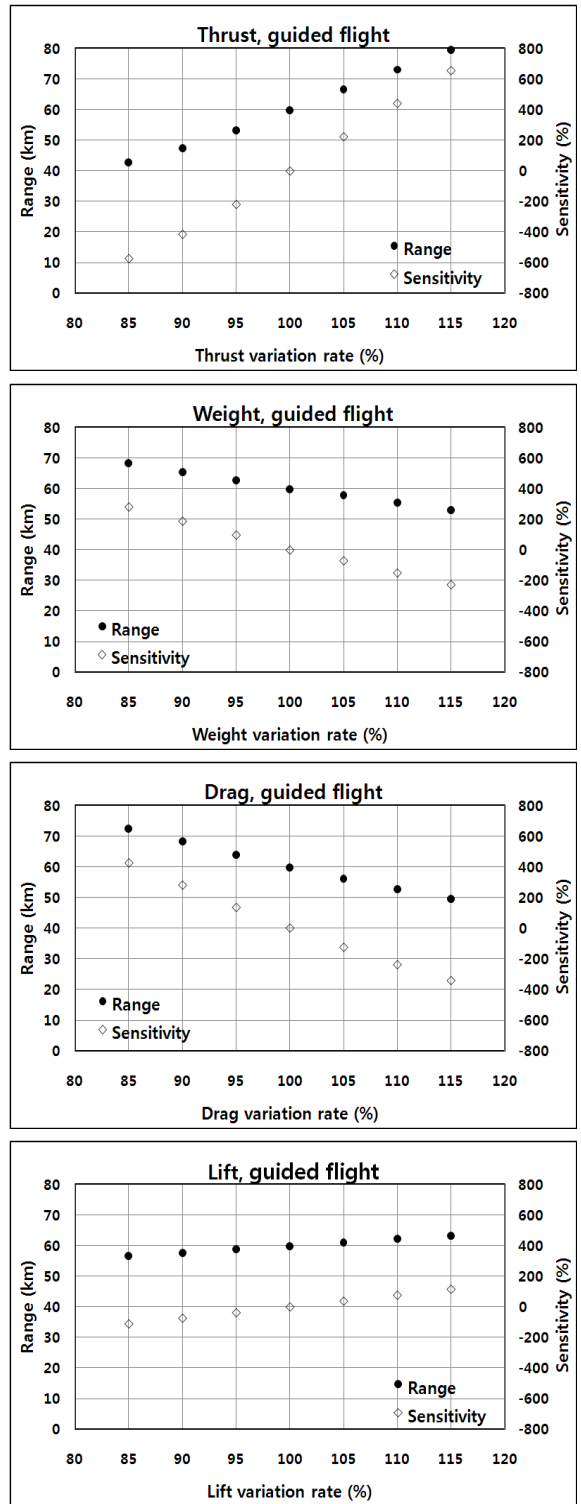


Fig. 12. 유도 비행 시의 사거리 민감도

Table 4는 유도 비행 시 각각의 인자에 대한 최대 사거리 민감도를 나타낸 표이다. 유도 비행 사거리 민감도 결과와 같이 유도 비행 시, 사거리에 영향을 크게 미치는 인자는 추력, 항력, 중량, 양력 순으로 나타났다. 유도 비행 시 또한 항력은 중량 및 양력에 비해 사거리 민감도가 큰 결과를 보였다.

Table 4. 사거리 민감도 분석결과(유도 비행)

Parameter	Thrust	Weight	Drag	Lift
Sensitivity(%)	656	281	425	115

발사각 및 커나드 피치 업 유도조종은 대상모델의 발사조건 및 조종조건 만을 변화한 것으로 추력, 중량, 항력, 양력과 상대적 민감도를 평가하기에는 다소 무리가 있다. 따라서 발사각 및 커나드 피치 업 유도조종의 경우에는 각 값의 변화에 따른 사거리 변화 및 사거리 변화율을 비교하였다. Fig. 13은 발사각 및 커나드 피치 업 유도조종에 따른 사거리 변화 및 사거리 변화율을 나타낸 것이다.

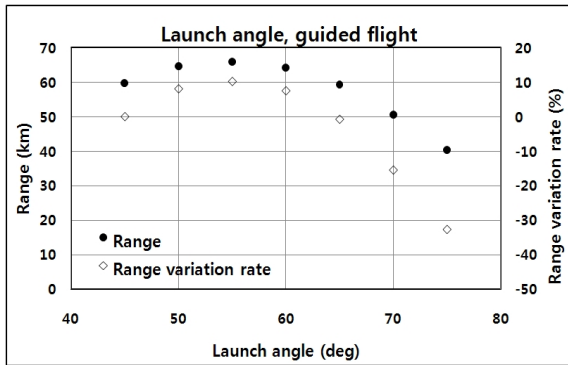


Fig. 13. 유도 비행 시의 사거리 변화율

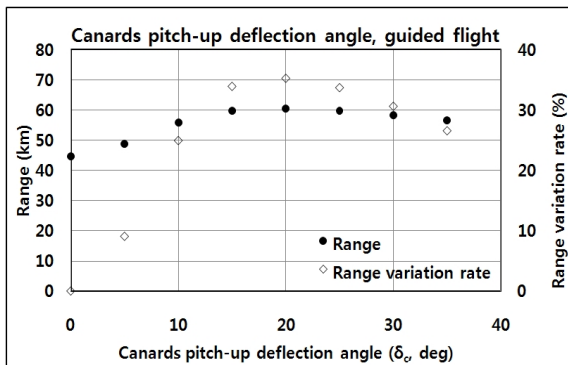


Fig. 13. 유도 비행 시의 사거리 변화율

유도 비행 시, 발사각에 따른 사거리 변화는 Fig. 13의 상과 같고 약 55° 부근에서 최대 사거리를 갖는 것으로 나타났으며 약 10% 정도의 사거리 증가를 보이는 것으로 나타났다. 결과를 통해 알 수 있듯이 유도 비행 시에도 적절한 발사각의 설정은 사거리에 증대에 주요한 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다. 커나드 피치 업 유도조종에 따른 사거리 변화는 Fig. 13의 하와 같다. 결과에서 볼 수 있듯이 커나드 피치 업 유도조종 변위각 20° 부근에서 최대 사거리가 됨을 확인할 수 있었으며 사거리가 큰 폭으로 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 상승비행을 통해 얻어진 위치 에너지를 활공비행을 통해 사거리 연장에 관련된 에너지로 변화 시켰기 때문으로 무유도 비행에 비해 사거리가 약 35% 증가하였다.

커나드 피치 업 유도조종의 경우, 커나드 피치 업 유도조종 변위각(δ_c)이 약 20° 부근에서 사거리 최대가 됨을 보였다. 이러한 현상이 발생한 이유는 활공거리 수식과 커나드 피치 업 유도조종에 따른 양항비 곡선을 통해 설명 가능하다. 유도 비행 즉, 활공 시에는 식 (5)와 같이 양항비가 클수록 사거리가 증가된다. 따라서 같은 형상에서도 양항비가 최대화되는 조건으로 활공 비행한다면 활공 사거리를 증가시킬 수 있다.

Fig. 14는 기존 형상의 커나드 피치 업 유도조종에 따른 양항비 및 trim angle of attack 변화를 나타낸 그림으로 최대 양항비가 커나드 피치 업 유도조종 변위각 20° 부근에서 최대가 됨을 확인할 수 있다.

$$\text{활공거리(Range)} = \text{활공고도(h)} \times \text{활공비}(C_L/C_D) \quad (5)$$

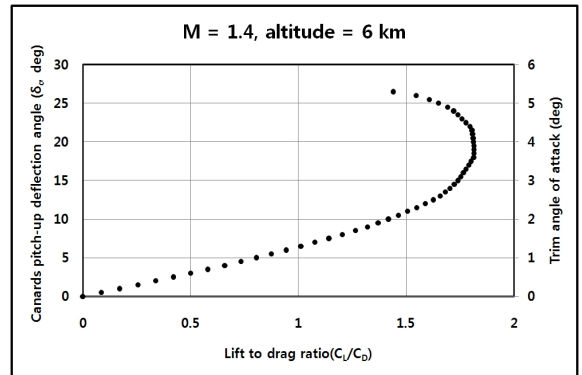


Fig. 14. δ_c에 따른 양항비 변화

다. 사거리 민감도 분석결과

무유도 비행 시와 유도 비행 시, 가장 눈에 띄는 차이는 항력과 양력의 사거리 민감도 변화이다. 양력의 경우, 무유도 비행 시에는 중력에 의해 발생하는 받음각 효과를 제외하곤 대부분의 비행영역에서 받음각 0°로 비행함으로 양력 변화에 따른 민감도는 아주 작은 것으로 나타났다. 유도 비행 시에는 피치 업 유도조종을 하여 활공함으로 양력이 증가하여 민감도가 증가하였지만 항력에 비해 작은 민감도를 보였다. 항력의 경우에는 추력 다음으로 큰 사거리 민감도를 보였으며 무유도, 유도 비행 모두 사거리에 큰 영향을 미치는 것으로 나타났다. 특히 항력은 중량보다도 더 큰 사거리 민감도를 보였으며 유도 비행 시에도 양력 보다 큰 사거리 민감도를 보였다.

유도 사거리 민감도 분석을 통해 나타난 결과와 같이 양항비 최대화를 통한 사거리 증대의 경우 항력 증가를 최소화하고 양력을 증가시킬 수 있는 방향으로 양항비를 최대화하는 것이 사거리 증대에 도움이 될 것으로 판단된다. 만일, 활공비행 사거리의 최대화를 너무 강조하여 항력과 양력을 동시에 증가시켜 양항비를 최대화할 경우 상승비행 시 항력 증가로 인해 전체 사거리가 오히려 줄어들 경우도 발생할 것으로 판단된다.

5. 결론

본 논문에서는 유도 미사일의 사거리 민감도 분석 연구를 통해 각 설계인자들의 사거리 민감도를 수치화함으로써 각각의 설계인자들의 상대적인 중요도가 전체 시스템 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 사거리 민감도 분석결과, 사거리에 영향을 크게 미치는 설계인자는 추력, 항력, 중량, 양력 순으로 나타났으며 적절한 발사각, 커나드 피치 업 유도조종 설정으로 사거리를 최대화 할 수 있음을 확인 할 수 있었다. 유도 미사일의 사거리 민감도 분석결과에서 볼 수 있듯이 추력이 사거리에 가장 큰 영향을 미치는 설계인자임을 확인 할 수 있었다. 추력 다음으로 사거리에 영향을 크게 미치는 설계인자는 항력으로 중량 보다 큰 영향을 미침을 확인 할 수 있었으며 특히, 항력은 유도 비행 시에 무유도 비행 시보다 큰 사거리 민감도를 보임을 확인할 수 있었다. 따라서 양항비 최대화를 통한 사거리 증대의 경우 항력 증가를 최소화하고 양력을

증가시키는 방향으로 양항비를 최대화하는 것이 사거리 증대에 도움이 될 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 (주)한화와 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 대학중점연구소 지원사업(2010-0029690)으로 수행되었으며, 이에 대해 깊이 감사드립니다.

Reference

- [1] 하충수, 국방일보, 국방홍보원, 2005. 8.
- [2] 양영록, “유도 미사일의 사거리 최대화를 위한 민감도 분석 및 형상 최적화 연구”, 박사학위 논문, 2010.
- [3] 양영록, 허상범, 이영민, 조태환, 명노신, 박찬우, “고도에 따른 발사체의 레이놀즈수 영향성 연구”, 한국군사과학기술학회지, 제12권, 제5호, pp. 683 ~688, 2009.
- [4] 양영록, 허상범, 계소영, 박찬우, 명노신, 조태환, 황의창, 제상언, “대기권을 비행하는 유도 미사일의 최대 사거리 구현을 위한 외형 형상 최적화 시스템 연구”, 한국항공우주학회지, 제37권, 제6호, pp. 519~526, 2009.
- [5] 한명신, 명노신, 조태환, 황종선, 박찬혁, “Semi-Empirical 기법을 이용한 미사일 형상의 공력특성 해석”, 한국항공우주학회지, 제33권, 제3호, pp. 26 ~31, 2005.
- [6] Blake, W. B., Missile DATCOM User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision, USAF, 1998.
- [7] Vukelich, S. R., Stoy, S. L., Burns, K. A., Castillo, J. A., and Moore, M. E., Missile DATCOM Volume I-Final Report, AFWAL-TR-86-3091, 1988.
- [8] Auman, L. M. and Kreeger, R. E., “Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile with a Free-Spinning Tail”, Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 1998.
- [9] Saltelli, A., Chan, K. and Scott, E. M., Sensitivity Analysis, John Wiley and Sons, LTD, 2000.
- [10] Doolan, C. J., “Hypersonic Missile Performance and

- Sensitivity Analysis”, Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 44, No. 1, pp. 81~87, 2007.
- [11] Young, T. M., “Fuel Sensitivity Analyses for Jet and Piston-propeller Airplanes”, 6th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference, Wichita, Kansas, 2006.
- [12] Fleeman, E. L., Tactical Missile Design Second Edition, AIAA Education Series, pp. 197~218, 2006.