

군용항공기 소음예측시 오차저감에 관한 연구

A Study on the Reduction of Simulation Errors in the Prediction of Military Aircraft Noise

김 미 진* · 이 병 찬†

Mi-Jin Kim and Byung-Chan Lee

(2007년 1월 4일 접수 ; 2007년 2월 2일 심사완료)

Key Words : INM(integrated noise model), Aircraft Noise(항공기소음), WECPNL(가중등가감각소음)

ABSTRACT

Aircraft noise is a serious problem to inhabitants near airports. INM is one of programs for determining the predicted noise impact in the vicinity of airports. It has been widely used for engineers to evaluate aircraft noise. However it is difficult to predict aircraft noise in case of lack of exact INM input data. The exact informations about a fighter plane are not known well for a security problem. This study presents methods of reducing errors between measurement and simulation when the exact INM input data is not known. Especially we adjusted the thrust force of aircraft engine and reduced the error.

기 호 설 명

D : 이륙(departure)

A : 착륙(approach)

1. 서 론

최근 정온한 환경을 요구하는 현대사회에서 항공기소음에 관한 민원과 소송이 증가하고 있다. 현재 우리나라에서 진행되고 있는 항공기소음 관련 소송의 많은 부분이 군용항공기로 인한 소음들이다. 군용항공기는 타 소음원에 비해 비교적 음향 출력이 높고 피해지역이 광범위하며 피해자들 중의 원인제공자가 많지 않다는 항공기소음의 일반적인 특성⁽¹⁻⁵⁾을 가지며, 훈련을 목적으로 비행을 하기 때문에 비행항로, 비행횟수 등 비행에 관련된 사항들이 일

정하지 않기 때문에 더 높은 음향출력과 주변마을 주민들이 느끼는 소음도가 더 크게 느껴진다⁽⁶⁻⁷⁾. 이로 인하여 군용항공기를 원인으로 한 소송들이 항공기소음 관련 소송의 많은 부분을 차지하고 있다. 이러한 소음관련 소송을 진행하게 될 시 비행장의 소음도 파악은 가장 기본적인 자료가 된다.

소음도 파악에는 실측과 예측의 두 가지 방법 중 한 가지를 택하게 된다. 먼저 실측은 정확한 소음도를 측정할 수 있는 방법이지만, 기상조건의 제약과 시간, 노력, 예산 등이 많이 든다는 단점이 있다. 그래서 주로 예측하는 방법을 많이 사용하게 되는데, 예측기법은 개개의 항공기 종류에 대한 발생소음특성을 조사하여 데이터화 한 후에 이를 바탕으로 특정대상 공항주변의 항공기 소음분포를 도시화하는 것으로 비교적 정확하게 예측한다. 이러한 예측모델의 대표적인 예가 미연방항공국(FAA)에서 개발한 INM(integrated noise model)기법이다⁽⁸⁻¹¹⁾.

이 연구에서는 항공기소음 예측프로그램으로 쓰이는 INM을 이용하여 군용비행기처럼 보안상이나 기타, 다른 이유로 인해 항공기소음 예측시 소음예측

† 교신저자; 정회원, 충주대학교 환경공학부
E-mail : bclee@cjnu.ac.kr
Tel : (043)841-5358, Fax : (043) 841-5350
* 삼환기업(주) 기술연구소

프로그램의 입력데이터로 들어갈 내용이 정확히 파악되지 않을 경우 측정값과의 오차를 줄이는 방법을 제시하고자 한다.

2. 기본데이터를 이용한 소음예측

INM은 버전(Version) 6.1을 이용하였고 대상공항은 C공군비행장으로 하였다. 공군비행장의 특성상 INM에 입력하는 데이터는 거의 모든 사항이 군사기밀에 속하므로 참고문헌 (7)을 이용하여 가정하는 방식으로 하였다.

2.1 입력사항

(1) 공항정보

공항의 중심좌표와 활주로의 좌표 고도 등은 참고문헌 (7)에 나와 있는 주변 마을들의 위경도 좌표를 이용하여 가정하였다. 지점의 위치는 활주로에서 가까운 순서대로 번호를 붙였는데, 번호의 앞에 D로 표기한 것은 이륙지점으로서 D1~D5, A로 표기한 것은 착륙지점으로서 A1~A3이다.

(2) 항공기 종류

대상 군비행장에서 주로 비행하는 F-16, F-5기를 택하였다.

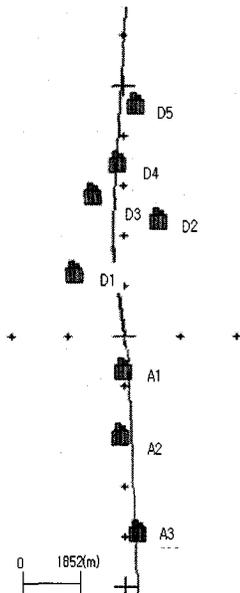


Fig. 1 Track and location points

(3) 비행경로(track)

비행경로는 이·착륙 경로만 표기하였고, 항공기가 주로 이용하는 것으로 보이는 이·착륙 경로를 각각 한 트랙만 표기하였다. Fig. 1은 이·착륙경로(track)와 실측지점(location point)을 나타낸 것이다.

(4) 비행횟수

Table 1은 각 기종별 운항횟수를 나타낸 것이다. 입력값은 실측된 3일간의 비행횟수를 기초로 하여 입력하였다.

(5) 소음평가단위와 출력소음도 범위^(1,4,5,12)

소음도의 계산식은 현재 우리나라에서 항공기소음의 단위로 채택하고 있는 WECPNL을 선택하였고 소음도의 출력범위는 70~100 WECPNL로 정하였다.

WECPNL은 1971년 ICAO에서 공표한 것으로 운항횟수, 운항시 소음도, 소음지속시간, 소음발생시간 등을 감안한 항공기소음의 평가단위이다. 우리나라에서 채용하고 있는 식은 아래의 식 (1)과 같다.

$$WECPNL = \overline{dB(A)} + 10 \log \{N2 + 3N3 + 10(N1 + N4)\} - 27 \quad (1)$$

$\overline{dB(A)}$: 1일간 항공기 통과시 측정된 소음도
최고치의 평균값

N1 : 00~07시의 비행횟수

N2 : 07~19시의 비행횟수

N3 : 19~22시의 비행횟수

N4 : 22~24시의 비행횟수

(6) 예측소음도 결과

Table 2는 INM 6.1에서 제공하는 프로파일(profile)을 이용한 예측소음도를 나타낸 것이다. Table 2의 결과에서 볼 수 있듯이 정확한 입력값을 알지 못한 채 모델링을 한 결과 실측치와 예측치의 차이가 약 1~14 WECPNL 정도의 오차를 보이는 것을 알 수 있다.

Table 1 Flight availability

Aircraft	D		A	
	Day	Evening	Day	Evening
F-16	110	20	176	30
F-5	13	3	20	7

Fig. 2의 그래프는 각 지점별 실측소음도와의 오차를 나타낸 것이다. 계산방법은 예측소음도에서 실측소음도를 차감한 값으로 예측소음도가 실측소음도보다 낮은 지점의 오차는 (-)값으로, 실측소음도보다 높은 지점의 오차는 (+)로 표시가 되었다. 오차가 가장 큰 지점은 A1이며, 가장 작은 지점은 D1임을 알 수 있다.

3. 항공기소음 영향 변수

항공기소음을 결정하는 입력데이터는 여러 가지가 있을 수 있겠으나 이 연구에서는 항공기소음의 일차적인 소음이라고 판단되는 항공기 프로파일에 관련된 사항인 고도, 속력, 추력을 변수로 선택하여 변화를 주었다.

INM에서 프로파일을 입력하는 방법에는 픽스트-포인트 프로파일(fixed-point profile)과 프로시쥬얼 프로파일(procedural profile)의 두 가지 방법이

있는데, 프로시쥬얼 프로파일의 경우 사용자의 임의대로 가정을 할 수 없거나 군용항공기의 경우 활성화가 되지 않는 부분이 있으므로 픽스트-포인트 프로파일을 사용하였으며, 나머지 공항입력사항과 운항횟수 항로 등의 사항은 기본데이터를 이용한 소음 예측과 동일하게 입력하여 주었다.

또한 각각의 변수를 변화시킬 때 나머지 변수들의 값은 INM에서 제공하는 기본데이터를 이용하고, 보고자하는 변수만의 값을 변화시켰다.

결과출력에 있어서 기준이 된 것이 실측소음도이기 때문에 실질적인 운항패턴에 가깝게 하기 위해서 변수들의 변화는 항공기 각각을 해주되, 출력되는 예측소음도는 F-16과 F-5기 두 대의 운항에 따른 결과를 출력하였다.

3.1 고도에 따른 예측소음도의 변화

(1) 고도변수 변화

고도변수의 변화종류는 5가지이다. Table 3은 F-16A의 고도변화 케이스(case)들의 입력값을 나타낸 것이고, Table 4는 F-5의 고도변화 케이스들

Table 2 Results of simulation (unit: WECPNL)

Point	Measurement noise level	(F16+F5) Simulation
A1	92	79.0
A2	78	71.3
A3	80	74.0
D1	79	76.4
D2	83	74.4
D3	88	80.7
D4	89	83.8
D5	82	77.5

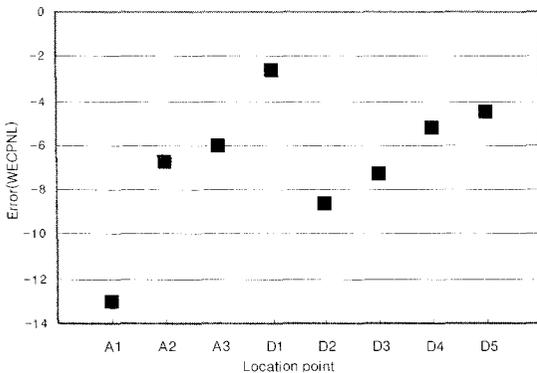


Fig. 2 Errors of simulation

Table 3 Altitude cases of F-16 (unit: m)

Step	Case 1		Case 2		Case 3		Case 4		Case 5	
	D	A	D	A	D	A	D	A	D	A
1	0	3048	0	3048	0	3048	0	3048	0	3048
2	0	1524	0	1524	0	1524	0	1524	31	1524
3	100	200	31	250	50	350	70	400	120	250
4	250	200	100	200	150	300	200	350	250	250
5	350	150	300	100	250	200	500	300	1000	200
6	2438	100	2438	60	2438	80	2438	150	2438	150
7	4572	30	4572	45	4572	50	4572	70	4572	45
8	-	0	-	0	-	0	-	0	-	0
9	-	0	-	0	-	0	-	0	-	0

Table 4 Altitude cases of F-5 (unit: m)

Step	Case 1		Case 2		Case 3		Case 4		Case 5	
	D	A	D	A	D	A	D	A	D	A
1	0	3021	0	3021	0	3021	0	3021	0	3021
2	100	200	50	250	70	300	100	350	70	400
3	150	150	70	200	120	250	200	300	120	200
4	200	30	100	45	200	60	250	80	213	45
5	250	0	250	15	300	15	350	0	701	0
6	1722	0	1722	0	1722	0	1722	0	1722	0
7	3048	-	3048	-	3048	-	3048	-	3048	-

의 입력값이다.

케이스 1은 측정자의 육안으로 식별한 추정값이며, 케이스 2~케이스 4까지는 고도를 높여주었고, 케이스 5는 앞선 케이스의 결과를 토대로 적정한 값으로 정한 것이다.

(2) 고도변화 결과

Table 5는 고도변수의 변화에 따른 예측소음도의 결과를 케이스별로 정리한 것이다. 고도변화 결과 지점별로 보면 D4나 D5와 같이 고도변화에 따라 예측소음도가 많은 변화를 보이는 지점도 있었으나, A1과 D2의 경우에는 고도를 변화해 줘도 불구하고 소음도의 변화가 미미한 것으로 나타났다.

케이스별로 분석하여 본다면, 케이스 2~케이스 4까지는 고도를 점점 높여준 경우이다. 일반적으로 고도가 높아지면 소음도는 낮아진다고 생각할 수 있다. 하지만 일정하게 소음도가 낮아지고 있는 지점은 A3과 D4, D5 이 세 지점뿐이고 나머지 지점은 소음도의 변화가 거의 없거나 소음도가 상승하다가 내려가는 등의 불규칙한 패턴을 보이고 있다.

Table 5 Results of simulation for altitude variation (unit: WECPNL)

Point	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5
A1	79.0	79.1	79.1	78.9	79.5
A2	71.9	71.8	72.0	71.7	71.5
A3	82.1	81.2	78.4	76.9	80.1
D1	77.1	73.5	75.2	76.6	77.1
D2	74.2	72.4	73.2	74.2	74.5
D3	83.2	82.9	83.1	83.1	82.1
D4	95.0	98.1	98.0	92.8	86.8
D5	87.3	87.7	87.8	86.1	80.9

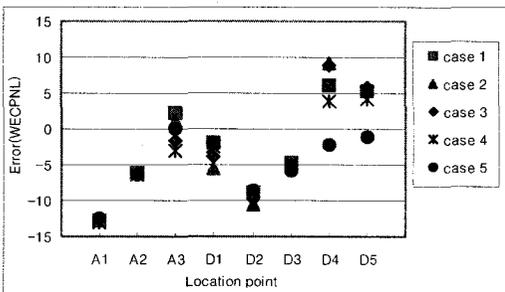


Fig. 3 Errors of simulation for altitude variation

Fig. 3은 고도변수의 변화에 따른 오차값들의 범위를 나타낸 그래프이다. 오차값들의 분포를 보면 케이스 4와 케이스 5가 실측치에 가깝게 분포해 있음을 알 수 있고, 그 중 실측치에 더 가까운 경우는 케이스 5라고 볼 수 있다.

또한 A1지점의 모든 케이스들의 오차값이 겹쳐져서 보이는데 이는 값의 변화가 거의 없었음을 의미한다.

고도변수에서 오차범위를 나타낸 Fig. 3의 결과만을 살펴본다면 각 스텝(step)별로 적정한 값을 정하여준 케이스 5의 경우가 오차범위가 가장 작았으므로 그 경우가 적절한 고도예측 케이스로 볼 수 있지만, 픽스트-포인트 프로파일 입력모드에서 사용된 고도와 소음도의 관련성은 낮아 보인다.

3.2 속력에 따른 예측소음도의 변화

(1) 속력변수의 변화

속력변수의 변화종류는 4가지이다. 케이스 1의 경우는 추정값이다. 케이스 2~케이스 3까지는 속력을 일정하게 올려주었고 케이스 4의 경우는 앞 케이스의 결과를 토대로 적정한 값으로 정하였다.

Table 6 Speed cases of F-16(unit: km/h)

Step	Case 1		Case 2		Case 3		Case 4	
	D	A	D	A	D	A	D	A
1	0	556	0	556	0	556	0	556
2	150	556	165	400	200	556	150	556
3	180	216	260	300	300	450	160	180
4	180	216	300	300	350	350	160	180
5	250	180	350	250	450	300	200	150
6	556	180	556	250	556	300	556	150
7	649	150	649	180	649	200	649	130
8	-	150	-	180	-	200	-	130
9	-	150	-	145	-	200	-	130

Table 7 Speed cases of F-5(unit: km/h)

Step	Case 1		Case 2		Case 3		Case 4	
	D	A	D	A	D	A	D	A
1	0	334	0	334	0	400	0	334
2	180	216	165	300	200	400	180	200
3	180	180	260	250	350	300	180	180
4	180	150	300	200	350	250	180	150
5	250	150	350	180	450	200	649	130
6	519	150	350	180	649	200	649	130
7	649	-	649	-	649	-	649	-

Table 6은 F-16의 변화를 나타낸 것이고, Table 7은 F-5를 나타낸 것이다.

(2) 속력변화 결과

전체적인 패턴을 분석한다면 속력변수에서는 속력을 높여줌으로 인해 소음도가 점점 떨어지는 것을 볼 수 있다. 고도가 가장 낮은 케이스 1과 케이스 3을 비교해 보면, 소음도가 낮아진 정도는 모든 지점에서 약 2 WECPNL내외로 낮아졌다.

지점별로 살펴보면 A1지점과 D2지점의 소음도는 다른 지점과 마찬가지로 소음도가 낮아지는 경향을 볼 수 있었으나 미미하게 감소하였다.

Table 8은 속력변수의 변화에 따른 예측소음도의 결과를 보여주는 것이고, Fig. 4는 속력변수의 변화에 따른 지점별 오차범위를 나타낸 것이다.

가장 큰 오차를 보였던 A1지점을 보면 오차값들이 -12 WECPNL을 중심으로 거의 겹쳐진 것을 볼 수 있는데 이 역시 소음도의 증감이 미미하였음을 나타내는 것이다. 이러한 경향은 다른 지점들도 거의 마찬가지로 나타나고 있다. 따라서 속력과 소음

도의 직접적인 상관관계를 추측할 만한 결과는 얻지 못하였다.

일반적으로 속력이 높아지면 소음도도 같이 높아진다고 생각할 수 있는데, 이는 항공기 프로파일 입력방법 선택에 따른 결과로 보인다.

예를 들어 프로시쥬얼 프로파일의 경우는 속력을 입력해주면 그 값에 맞는 다른 변수의 값(추력, 고도 등)이 적절하게 변화하지만, 픽스트-포인트 프로파일의 경우는 입력되는 값만을 가지고 그대로 계산을 하게 되기 때문에 항공기의 실제 상태를 정확히 표현할 수 없게 된다. 이 연구에서는 입력방법으로 픽스트-포인트 프로파일을 사용하였기 때문에 이러한 결과가 나타난 것으로 판단된다. 일반적으로 속력이 빨라진다면 높은 추력을 동반하는 것이 보통인데 비해 이 연구에서는 추력을 그대로 두고 속력만을 높여주었기 때문에 속력에 대한 변화효과가 미미하였고, 소음도가 감소하는 경향을 보인 것으로 판단된다.

3.3 추력에 따른 예측소음도의 변화

INM 입력사항 중 고도나 운항횟수 등은 눈으로 대략 확인할 수 있으나, 항공기 엔진의 추력은 비행당사자의 정보제공이 없으면 확인할 방법이 없으므로 가정에 의존할 수밖에 없다. 이 연구에서 고도, 속력과 더불어 가정된 주요변수는 항공기소음이 발생하는 데 가장 큰 원인을 제공한다고 볼 수 있는 추력이다.

(1) 추력변수의 변화

추력변수의 변화는 앞선 고도, 속력과는 다르게 총 8번의 케이스로 변화를 주었다

케이스 1~케이스 5는 F-16의 추력만 변화를 시키고 F-5의 추력은 변화를 주지 않았다. 케이스 6~케이스 8은 F-16 추력변화 케이스의 케이스 3~케이스 5에 F-5의 추력을 3회 변화시켜서 결과를 보았다.

첫 번째 F-16의 추력만을 변화시킨 이유는 고도, 속력부분에 있어서는 프로파일에서의 F-5의 값들이 F-16과 큰 차이를 보이지 않았기 때문에 두 기종 모두 변화를 준 것이다. 하지만 추력변수에서는 F-16보다 이륙추력이 약 10%정도 높은 값들이 입력되어 있었기 때문에 추력이 충분히 높다고 판단되어 F-16만의 변화를 보기로 한 것이다.

Table 8 Results of simulation for speed variation (unit: WECPNL)

Point	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4
A1	81.3	80.3	79.6	81.5
A2	73.7	72.5	71.7	74.1
A3	76.7	75.3	74.5	77.3
D1	80.4	78.7	77.7	80.8
D2	78.3	76.3	75.5	78.8
D3	84.5	82.6	81.8	84.8
D4	87.8	86.1	85.1	86.9
D5	80.6	79.2	78.1	80.2

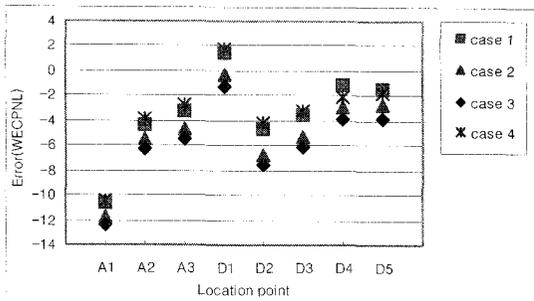


Fig. 4 Errors of simulation for speed variation

각 기종의 추력변수의 변화는 Table 9에 F-16기의 추력변수의 변화값을 Table 10에 F-5를 나타내었다.

(2) 추력변화 결과

추력변수의 변화를 준 결과 앞선 두 가지의 변수의 변화를 주었을 때보다 예측소음도의 많은 변화가

Table 9 Thrust cases of F-16(unit: % of static thrust)

Step	Case 1		Case 2		Case 3, 6		Case 4, 7		Case 5, 8	
	D	A	D	A	D	A	D	A	D	A
1	93	83	95	85	98	87	97	87	98	89
2	93	78	95	80	98	82	97	82	98	84
3	93	83	95	85	98	87	97	85	98	89
4	93	83	95	85	98	87	97	85	98	87
5	93	80	95	82	98	84	97	84	97	85
6	88	78	90	80	93	82	95	84	95	85
7	88	78	90	80	93	82	90	84	93	85
8	-	78	-	80	-	82	-	84	-	85
9	-	78	-	80	-	82	-	84	-	85

Table 10 Thrust cases of F-5(unit: % of static thrust)

Step	Case 1~5		Case 6		Case 7		Case 8	
	D	A	D	A	D	A	D	A
1	101	85	102	87	104	89	106	91
2	101	82	102	84	104	86	106	88
3	101	82	102	84	104	86	106	88
4	101	82	102	84	104	86	106	88
5	101	82	102	84	104	86	106	88
6	95	82	96	84	98	86	100	88
7	90	-	91	-	93	-	95	-

Table 11 Results of simulation for thrust variation (unit: WECPNL)

Point	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8
A1	79.9	81.8	84.1	86.5	87.8	83.8	86.5	88
A2	73.2	75.4	77.9	78.9	80.2	77.7	78.9	80.4
A3	77.3	79.8	82.5	79.8	82.7	82.4	79.8	82.8
D1	77.6	78.7	80.5	79.9	80.5	80.2	79.6	80.4
D2	76.6	78.2	80.4	79.7	80.3	80.4	79.7	80.4
D3	82.3	83.5	85.0	84.5	84.8	85.1	84.9	85.7
D4	84.9	85.7	87.0	86.6	86.8	87.7	87.9	89.4
D5	79.1	80.3	82.0	81.4	81.5	82.2	82.2	83.0

있음을 확인할 수 있다. Table 11은 추력변화에 따른 결과를 정리한 것이다.

① F-16의 추력변수만 변화를 준 경우

(케이스 1~케이스 5)

각 케이스별로 약 2~3%정도씩 변화를 주었다. 기본 추력에서 각 단계별로 동일하게 3%를 올려준 케이스 1의 경우 각 지점의 소음도가 약 1~2 WECPNL 정도 상승함을 알 수 있었다. 일정하게 추력을 올려준 케이스 2와 케이스 3도 마찬가지로 소음도가 상승함을 볼 수 있었고, 고도나 속력변수에서 거의 소음도의 증감을 보이지 않았던 D2와 A1지점이 다른 지점의 소음증감도와 거의 같은 값으로 소음도가 변함을 확인할 수 있다.

또한 케이스 4와 케이스 5의 경우에는 오차가 큰 지점들을 보강하기 위하여 앞선 케이스들의 결과를 토대로 적절한 값을 선택하였다. 케이스 4의 경우 케이스 3에서 나타났던 실측소음도를 초과하는 지점의 오차값을 줄이기 위하여 프로파일의 각 스텝별로 적절한 값으로 변화를 주었다. 그 결과 대부분의 지역이 실측소음도보다 낮게 예측되었다. 케이스 5는 각 케이스 중 실측소음도와 가장 가까운 예측소음도가 나왔고, 착륙지역의 두 지점이 실측소음도를 웃돌았다. 케이스 5의 경우 모든 지역의 예측소음도는 실측소음도와 비교하여 볼 때 오차범위가 ±5 WECPNL이 내었다.

② F-16과 F-5를 모두 변화 해 준 경우

(케이스 6~케이스 8)

각 케이스 6~케이스 8은 케이스 3~케이스 5에서 F-16의 추력변화에 F-5의 추력변화가 더해진 결과이기 때문에 각각 비교하여 보았다. 케이스 6의 경우 케이스 3과 비교하여 이착륙지점에서 약 0.5

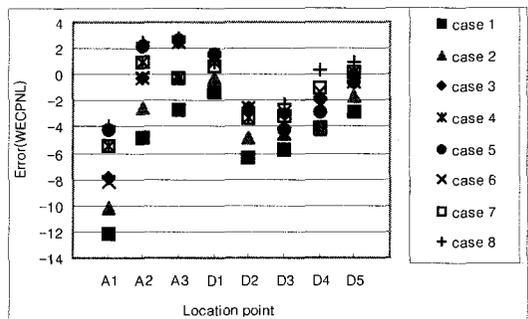


Fig. 5 Errors of simulation for thrust variation

WECPNL정도 이내로 낮아지거나 높아졌다. 케이스 7, 8은 케이스 4, 5를 비교하였을 때 대부분의 지점이 거의 같거나 케이스 6과 같은 증감추세를 보였다. 이는 F-5가 전체적인 운항횟수에서 차지하는 비율이 그리 높지 않았기 때문이라고 판단된다.

Fig. 5는 추력변수 변화에 따른 오차정도를 나타낸 것이다. 높은 오차를 보였던 A1지점의 오차값이 점점 감소하는 것을 확인할 수 있었고, 앞서서 언급한 바와 마찬가지로 케이스 3~케이스 5의 소음도에 비해 케이스 6~케이스 8의 소음도가 큰 차이를 보이지 않았기 때문에 각 지점의 오차값들이 거의 겹쳐져서 나타나고 있다.

4. 결 론

INM에서 제시되어 있는 기본적인 데이터만을 가지고 예측을 한 경우에는 실측소음도와 예측소음도가 많은 차이가 난다. 실측치와 예측치의 오차를 줄이기 위해 이착륙 운항절차상의 입력데이터들 중 고도, 속력, 추력을 변수로 가정하였다.

고도를 변수로 취한 결과 예측소음도가 변화하였으나 고도의 변화에 따라서 소음도의 증감패턴이 일정하지 않으므로 고도변수가 예측소음도에 직접적으로 미치는 영향정도는 작은 것으로 판단된다.

속력의 경우 속력이 높아질수록 소음도가 약간 감소하는 결과를 얻을 수 있었으나, 속력변화의 범위만큼의 소음이 증감하지 않았고, 미미하게 변화하였다. 따라서 속력과 소음도의 직접적인 관련성을 추측할만한 정도의 결과를 얻지 못하였고, 이러한 결과는 프로파일입력 방법 중 픽스트-포인트 프로파일을 선택한 것에 따른 결과로 판단된다.

추력을 변수로 취한 결과 추력이 변하는 만큼 소음도가 민감하게 변하는 것을 알 수 있었고, 사용자의 의도대로 소음도가 반응함을 확인할 수 있었다.

결론적으로 예측프로그램에 입력되는 여러 가지 사항들을 정확히 알지 못한 채 예측을 하는 경우에는 추력의 값을 적절하게 바꾸어서 사용하는 것이 가장 적당한 방법이라고 판단된다.

하지만 INM이라는 프로그램 상에서 항공기소음을 예측하는 데 필요로 하는 인자는 항공기의 기종과 그 기종에 따른 추력, 또는 운행형태도 이착륙뿐만이 아니기 때문에 반드시 추력이 가장 큰 영향을 미

치는 요인이라고는 단정하기 어렵다. 때문에 앞으로 항공기 소음에 영향을 미칠만한 다른 요인들에 대해서 지속적인 연구가 필요하리라 본다.

후 기

이 논문은 1차년도 충주대학교 대학구조개혁지원 사업비의 지원을 받아 수행한 연구임.

참 고 문 헌

- (1) Smith, M. J. T., 1989, Aircraft Noise, University of Cambridge.
- (2) House, M. E., 1987, "Measurement and Prediction of Aircraft Noise", Transportation Noise Reference Book, P. M. Nelson, ed, ButterWorth & Co.
- (3) Raney, J. P. and Cawthorn, J. M., 1979, "Aircraft Noise", Handbook of Noise Control(2nd ed.), C. M. Harris, ed., McGraw-Hill, New York
- (4) Kim, S. I., "Measurement and Evaluation of Aircraft Noise", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 8, No. 1, pp.36~40.
- (5) Shin, T. M., 2003, "An Investigation on the Impact of Aircraft Noise near Air Force Airfield in Chungju", Chungbuk Regional Environmental Technology Development Center.
- (6) Kim J. S., 2000, "A Study on Subjective Noise Evaluation of Residential Area on Aircraft Noise Near Airport", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 10, No. 1, pp. 41~48.
- (7) Lee, B. C, Shin T. M. and Kim, M. J., , 2004, "An Investigation on Inhabitants Annoyance Degree of Air Force Airfield in Chungju", Proceedings of the KSEE Annual Autumn Conference. pp. 616~620.
- (8) FAA, 1999, INM 6.0 USER'S GUIDE
- (9) Kang, D. J., 1999, "Aircraft Noise in the Vicinity of Ulsan Airport", Proceedings of the KSNVE Annual Spring Conference, pp. 604~609.

(10) Kang, D. J., 2000, "Prediction of Aircraft Noise", Proceedings of the Conference in Commemoration of the 10th Anniversary of the Founding of KSNVE, pp. 110~116.

(11) Lim, M. H., Jeong, U. S., Lim, B. B., Kim, J. I., Kim, J. W. and Kim, S. T., 2004, "A Study of Using INM and INM Validation with Airplane Noise Data", Proceedings of the KSEE Spring Annual

Conference, pp. 724~725.

(12) Kim, S. W., Jang, G. S., Lee, S. G., Song, M. J., Jang, S. M., Jeon, J. H. and Ahn, B. O., 2002, "A Study on the Establishment of the Environmental Noise Criteria for Aircraft", Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 12, No. 6, pp. 420~430.