

## 추적데이터를 이용한 무궁화위성 1, 2호기 추력기 성능추정

박봉규<sup>1†</sup>, 박웅식<sup>1</sup>, 문성철<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>한국항공우주연구소 통신위성연구그룹  
<sup>2</sup>한국통신 용인위성관제소

## THRUSTER PERFORMANCE ESTIMATION OF KOREASAT F1 & F2

Bong-Kyu Park<sup>1†</sup>, Eung-Sik Park<sup>1</sup>, and Sung-Chul Moon<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Communication Satellitet Dept., Korea Aerspace Research Institute, Daejon, 305-606, Korea

<sup>2</sup>Satellite Control Station, Korea Telecom, Yongin, 449-050, Korea

E-mail: pbk@kari.re.kr

(Received September 2, 2001; Accepted September 30, 2001)

### 요 약

1995년에 발사된 무궁화위성 1, 2호기 REA 추력기에 대한 성능을 지상국에서 측정된 추적데이터를 이용하여 추정하였다. 추정에 사용된 추적데이터는 1999년 말에서 2000년 초에 측정된 값들을 사용하였다. 추정을 위해 사용된 기법은 일반적으로 널리 알려진 최소자승추정법(Least Square Estimation)방법이며 궤도추정과 병행해서 추력기의 작동에 의해 발생하는 기동속도변화를 추정하도록 구성하였다. 추력기 성능 추정결과 무궁화위성 1호기 REA의 경우에 계획치 대비 획득속도변화의 비율이 온펄스 모드의 경우 64%로서 상당히 많은 성능감소가 있었음을 알 수 있었으며 무궁화위성 2호의 경우는 5년 이상의 임무를 수행했음에도 불구하고 100%에 이르는 상당히 양호한 성능을 유지하고 있음을 밝힐 수 있었다.

### ABSTRACT

This paper presents the REA thrusters performance estimation results for the KOREASAT F1&F2 launched in 1995. The satellite tracking data obtained from the ground system from end of 1999 to beginning of the 2000 are used to estimate the thruster performance. The estimation algorithm is derived from the least square estimation theory and designed to estimate the velocity change induced by the on-boarded thruster firing as well as the orbit parameter. The estimation results show that the Koreasat F1 thruster are in bad thruster condition of 64% performance for REA when it fires in on-pulse mode. Here, the performance is defined by the ratio of the resulted velocity change to that of planned. But, in the case of the Koreasat F2, it is found that the performance approximately reaches up to 100%, even after the 5 years of the mission.

*Key words:* Instrumentation, Koreasat, orbital determination

---

<sup>†</sup>corresponding author

## 1. 서 론

무궁화위성의 임무해석 소프트웨어(Mission Analysis Software) 내에는 추력기 제조회사로부터 제공된 추력기 성능 데이터베이스가 포함되어 있다. 이 데이터를 바탕으로 하여 임무해석 소프트웨어는 매 임무시 추력기의 작동모드 및 작동시점에서의 추력과 비추력을 예측하여 임무계획을 수립하고 임무수행후의 결과와 비교/분석을 통하여 임무 중에 사용된 연료량을 추산한다(Lockheed Martin 1994). 따라서 임무해석 소프트웨어를 통하여 예측된 추력 데이터와 실제 발생 추력이 일치하지 않을 경우는 원하는 궤도를 획득하는데 어려움이 발생하며 최악의 경우 임무실패로 이어질 수 있다. 임무해석 소프트웨어에 포함된 비교적 정확한 데이터이지만 예측하지 못한 요인에 의해 발생하는 추력기의 성능저하를 고려할 수 없다. 따라서 성공적인 임무의 수행을 위해서는 추력기의 성능저하를 감시하고 예측하여 보상해주는 작업이 필요하다. 본 논문에서 말하는 추력기 성능이란  $\Delta \vec{V}$ 의 계획치와 실제 획득치의 비율을 의미한다.

본 논문에서는 지상국을 통해 얻어지는 위성 추적데이터를 이용해 추력기의 작동에 의한  $\Delta \vec{V}$ 의 크기를 추정하고 계획된  $\Delta \vec{V}$ 와의 비교를 통하여 추력기의 성능을 추정하는 연구를 수행하였다. 이러한 작업은 궤도결정과 복합적으로 이루어진다. 무궁화위성 1,2 호기의 경우는 계획된 12년의 임무 중에서 5년 이상의 임무를 수행해 왔고 특히 무궁화위성 1호기의 경우는 발사과정에서의 문제점으로 인하여 수명이 절반으로 감소되었다. 이러한 상황에서 무궁화위성 1호기는 국의 임대를 위해 동경 113도에서 47도로 66도에 이르는 경도조정작업이 요구되었기 때문에 이에 대한 준비로서 추력기의  $\Delta \vec{V}$  성능 추정이 요구되었다. 본 논문에서는 구성된 추력기의 성능추정 알고리즘을 간단히 소개하고 결과를 평가하기 위해 구성된 이론 부분 그리고 분석 결과를 소개 하고자 한다(한국항공우주연구원 2000).

## 2. 추력기에 의한 $\Delta \vec{V}$ 추정 알고리즘

본 연구에서 사용된 추력기 성능추정 알고리즘은 궤도추정과 병행하며 일반적으로 널리 알려진 최소자승추정기법(Least Square Estimation)을 사용한다(Lockheed Martin 1994). 본 논문에서는 지상국 안테나를 통해 얻어진 거리(Range), 방위각(Azimuth), 양각(Elevation) 데이터를 이용하여 궤도요소 및 안테나 바이어스 그리고 추력기를 통한 기동의 벡터 크기를 추정할 수 있도록 하였다. 이때 기동은 지상 명령에 의하여 이루어지므로 기동의 시점은 정확히 아는 것으로 가정하였다. 최소자승추정기법은 일반적으로 널리 알려진 기법으로서 이를 적용하기 위해서는 추정변수, 측정변수 그리고 민감도 행렬에 대한 정의가 필요하다. 본 논문에서는 최소자승추정기법에 대한 설명은 생략하고 추정변수, 측정변수, 민감도의 정의에 대하여 간략하게 언급하고자 한다.

임의의 시간  $\tau$ 에서의 궤도요소를  $e_\tau$ , 안테나 측정 데이터의 바이어스를  $b$ , 그리고 시간  $t_i$ 에서의 기동 벡터를  $\Delta \vec{V}_i$ 라고 가정하자(Agralwal 1986). 즉,

$$\vec{e}_\tau = [a, e, i, \Omega, \omega, M]^T \quad (1)$$

$$\vec{b} = [b_\gamma, b_\alpha, b_\eta]^T \quad (2)$$

$$\Delta \vec{V}_i = [\Delta V_{ix}, \Delta V_{iy}, \Delta V_{iz}]^T \quad (3)$$

여기서  $\gamma, \alpha, \eta$ 은 거리, 방위각 그리고 양각의 측정치를 의미한다. 추정되어질 상태 변수, 즉 추정변

수  $\vec{x}$ 는 식(4)와 같이 표현된다.

$$\vec{x} = \begin{bmatrix} \frac{e_i}{b} \\ \Delta V_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \Delta V_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ x_n \end{bmatrix} \in R^n \quad (4)$$

식(4)에서 볼 수 있는 바와 같이 기동의 회수는 제한되지 않음을 알 수 있고 기동의 회수를  $u$ 라고 할 때 최대  $n = 6 + 3 + 3u$ 개의 추정변수를 가진다.

시간  $t_k, k = 1, \dots, m (m \gg n)$ 에서의 측정 데이터  $y_k$ 로 구성되는  $y$ 는 다음과 같이 정의한다.

$$\vec{y} = \begin{bmatrix} y_1 \\ \cdot \\ \cdot \\ \cdot \\ y_m \end{bmatrix} \in R^m \quad (5)$$

여기서  $m$ 은 측정 데이터의 개수를 의미하며  $n$ 은 앞에서 정의한 바와 같이 추정변수의 개수를 의미한다. 측정 데이터의 개수는 측정의 빈도 및 시간에 따라서 변하는 값이다. 위와 같이 추정변수와 측정 데이터가 정의될 경우 최소자승 추정법을 구성하기에 필요한 민감도  $F(m \times n)$ 의 행(Row) 성분들은 다음의 내용으로 구성된다.

· 거리 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \gamma_k}{\partial x} = \left[ \frac{\partial \gamma_k}{\partial r_x}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial r_y}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial r_z}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial v_x}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial v_y}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial v_z}, 1, 0, 0, \frac{\partial \gamma_k}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \gamma_k}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (6)$$

· 방위각 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \alpha_k}{\partial x} = \left[ \frac{\partial \alpha_k}{\partial r_x}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial r_y}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial r_z}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial v_x}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial v_y}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial v_z}, 0, 1, 0, \frac{\partial \alpha_k}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \alpha_k}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (7)$$

· 양각 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \eta_k}{\partial x} = \left[ \frac{\partial \eta_k}{\partial r_x}, \frac{\partial \eta_k}{\partial r_y}, \frac{\partial \eta_k}{\partial r_z}, \frac{\partial \eta_k}{\partial v_x}, \frac{\partial \eta_k}{\partial v_y}, \frac{\partial \eta_k}{\partial v_z}, 0, 0, 1, \frac{\partial \eta_k}{\partial \Delta V_{1x}}, \frac{\partial \eta_k}{\partial \Delta V_{1y}}, \frac{\partial \eta_k}{\partial \Delta V_{1z}}, \dots \right] \quad (8)$$

위에서 각 편미분 값들은 실제로 다음과 같이 수치적인 방법을 사용하여 계산된다.

$$\frac{\partial f}{\partial x}(x) \approx \frac{\Delta f}{\Delta x}(x) \quad (9)$$

이를 위하여  $1 + 6 + 3u$ 개의 궤도를 동시에 적분한다. 여기서 1은 정상궤도를 의미하고 6과  $3u$ 는 각 궤도요소와 기동의 3축 성분에 대하여 변이(Variation) 시킨 궤도를 의미한다. 바이어스에 대한 내용은 편미분 값이 항상 1로 고정되어 있으므로 이를 계산하기 위하여 별도의 궤도적분을 요하지 않는다.

위에서와 같이 추정변수, 측정변수 그리고 민감도가 주어지면 다음의 식(10)으로부터 상태 추정치의 갱신 값  $\hat{\xi}$ 를 구한 다음 추정변수를 수정해 나간다.

$$\hat{\xi} = (A^T Q^{-1} A)^{-1} A^T Q^{-1} \rho \quad (10)$$

여기서  $\rho$ 는 측정치와 추정치의 차이를 나타내며  $A, Q$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$A = \begin{bmatrix} I \\ F \end{bmatrix}, \quad Q^{-1} = \begin{bmatrix} P_o^{-1} & O \\ O & W^{-1} \end{bmatrix} \quad (11)$$

$F$ 는 민감도 행렬,  $I$ 는 단위행렬,  $P_o$ 는 추정변수의 사전 추정치(Apriori-estimation) 공분산행렬,  $W$ 는 측정변수의 공분산행렬을 나타낸다. 그리고  $A$ 는 특별한 물리적인 의미는 없고 단지 위 식에서 표현된 대로  $I$ 와  $F$ 로 이루어지는 행렬이다. 식 (10)의 상태추정치인 갱신값  $\hat{\xi}$ 를 추정하기 위해 여기서는 SVD(Singular Value Decomposition)방법을 이용하여 다음의 수식의 해를 직접 구하였다(Press et al. 1986).

$$A^T Q^{-1} A \hat{\xi} = A^T Q^{-1} \rho \quad (12)$$

이 방법을 통하여 더욱 안정되게 해를 구할 수 있다(Lockheed Martin 1994).

### 3. 추력기 $\overrightarrow{\Delta V}$ 성능 추정

위에서 소개한 알고리즘을 이용하여 매 기동에 대한  $\overrightarrow{\Delta V}$ 가 추정되면 계획된 값과의 비교를 통하여 성능을 계산하게 된다. 즉 다음의 수식을 적용하게 된다.

$$\nu = \frac{\Delta V_r}{\Delta V_p} \quad (13)$$

여기서  $\Delta V_p$ 는 계획된 속도벡터의 크기 의미하며  $\Delta V_r$ 은 실제 발생된 속도벡터의 크기를 의미한다. 이 수식을 바꾸어 표현하면 다음과 같다.

$$\nu \Delta V_{pi} = \Delta V_{ri} = \Delta V_{ei} + \epsilon_{ei} \quad (14)$$

$$\nu : \text{Thruster Efficiency} = \frac{\Delta V_r}{\Delta V_p}$$

$$\epsilon_{ei} : \Delta V_i \text{ Estimation Error}$$

$$\Delta V_p : \text{Planned } \overrightarrow{\Delta V} \text{ magnitude}$$

$$\Delta V_r : \text{Resulted } \overrightarrow{\Delta V} \text{ magnitude}$$

$$\Delta V_e : \text{Estimated } \overrightarrow{\Delta V} \text{ magnitude}$$

성능  $\nu$ 는 단기간에 대하여 일정한 것으로 정의하고 위 식(13)의 양변에 대하여 합을 취하게 되면 다음의 식(14)를 얻을 수 있다.

$$\nu \sum_i \Delta V_{pi} = \sum_i \Delta V_{ei} + \sum_i \epsilon_{ei} \quad (15)$$

여기서  $\epsilon_e$ 가 가우시안(Gaussian) 분포를 가지는 것으로 가정하면  $\sum_i^n \epsilon_{ei} = 0$  이므로 위의 수식은 최종적으로 다음과 같이 표현되어 진다.

$$\nu = \frac{\sum_i \Delta V_{ei}}{\sum_i \Delta V_{pi}} \quad (16)$$

즉 여러 기동의 계획치와 추정치가 있을 경우에 추정치의  $\Delta V$  합을 계획치의  $\Delta V$  합으로 나누게 되면 단순히  $\nu$  값을 평균하는 것보다 추력기의 성능을 정확히 추정할 수 있음을 의미한다.

표 1. 무궁화위성 1호기 성능추정(동쪽면, 펄스모드).

Burns	Planned	Estimated	Performance	OD	
	$\Delta V$ (m/sec)	$\Delta V$ (m/sec)		Uncertainty 1 (m/sec)	Uncertainty 2 (m/sec)
171B	-0.07582	-0.06282	82.85	0.003390	0.004118
188	-0.04302	-0.03739	86.91	0.000175	0.000588
195B	-0.07690	-0.06824	88.74	-0.001094	-0.000356
200B	-0.08709	-0.07971	91.52	-0.003662	-0.002826
202	-0.02114	-0.02207	104.38	-0.003607	-0.003404
203B	-0.08726	-0.07478	85.70	0.001412	0.002250
205B	-0.08807	-0.07315	83.06	0.003756	0.004602
206B	-0.07700	-0.06409	83.23	0.003150	0.003889
207	-0.03416	-0.03083	90.26	-0.001004	-0.000676
209B	-0.08627	-0.07743	89.76	-0.002102	-0.001274
212	-0.07534	-0.06042	80.20	0.005368	0.006091
213	-0.08625	-0.07940	92.06	-0.004090	-0.003262
214	-0.06440	-0.05792	89.94	-0.001686	-0.001068
215	-0.05409	-0.04726	87.36	-0.000024	0.000495
	Summation	Summation	Average	Summation	Summation
	-0.95682	-0.83551	88.28	-0.000019	0.009166
			Performance	STD Deviation	STD Deviation
			87.32	0.003025	0.003083

#### 4. 무궁화위성의 추력기 성능추정 결과

이러한 알고리즘과 이론을 적용하여 무궁화위성 1호기의 펄스 모드와 연속 모드 그리고 무궁화 위성 2호기의 펄스모드에 대하여 성능을 추정하였다. 무궁화위성 2호기의 경우는 최근에 연속모드로 추력기를 발사한 기록이 없으므로 성능 추정 대상에서 제외하였다. 펄스모드는 추력기를 주기적으로 ON/OFF 시키는 작동모드로서 자세제어나 비교적 작은 크기의 속도변화를 얻기 위한 목적으로 사용된다. 이에 비하여 연속모드는 주어진 시간동안 지속적으로 추력기를 작동시키는 모드로서 비교적 작은 추력의 추력기를 이용하여 큰 속도변화를 얻기 위한 목적으로 사용된다. 연속모드로 작동시킬 경우는 정상상태에 도달하는 시간이 펄스모드에 비하여 짧기 때문에 비교적 좋은 성능을 얻을 수 있다.

성능 추정은 동쪽면과 서쪽면의 추력기로 나누어 수행하였다. 동쪽면과 서쪽면으로 구분하여 성능을 추정하는 이유는 추력기 각각에 의해서 유발되는 속도증분을 구분할 수 없기 때문이다. 다시 말하면 동쪽면에 위치한 추력기를 발사하는 경우 서쪽방향의 속도증분이 발생하고 이를 본 논문에서 소개하는 알고리즘을 이용하여 추정했다고 했을 때 동쪽면에 위치한 각각의 추력기가 속도증분에 기여한 양을 따로 구분해 낼 수가 없으므로 같은 면에 위치한 추력기의 경우 동일한 성능을 가진 것으로 간주해 평균값을 계산하게 된다는 의미이다. 이에 비하여 서로 다른 면에 위치한 추력기의 경우는 속도증분의 방향이 다르므로 명백히 구분이 가능하다. 물론 이 과정에서 동쪽면과 서쪽면에 위치한 추력기에 의해서 발생하는 속도 변화는 동시에 추정된다. 동일한 면에 위치한 추력기의 성능을 같이 보고 평균적인 성능을 추정하더라도 의미는 있다. 왜냐하면 궤도기동 시 항상 대칭되는 추력기 조합을 사용하기 때문에 이에 대한 평균성능을 알 경우에는 이를 이용하여 비교적 정확한 임무계획이 가능하기 때문이다. 각각의 추력기에 대한 성능을 알고자 할 경우는 단일 추력기를 이용한 궤도기동에

표 2. 무궁화위성 1호기 성능추정(서쪽면, 펄스모드).

Burns	Burn Centroid Time	Planned $\Delta V$	Estimated $\Delta V$	Performance (%)
171A	1999/03/18-22:06:20	0.0540	0.0370	68.51
195A	1999/09/16-20:04:30	0.0425	0.0239	56.23
200A	1999/10/21-21:04:05	0.0323	0.0172	53.25
203A	1999/11/11-20:04:05	0.0321	0.0216	67.29
205A	1999/11/26-19:06:20	0.0548	0.0363	66.24
206A	1999/12/02-20:36:20	0.0548	0.0374	68.25
209A	1999/12/23-20:04:30	0.0428	0.0263	61.45
		0.3130(sum)	0.1996(sum)	63.77

표 3. 무궁화위성 1호기 성능추정(서쪽면, 연속모드).

Burns	Burn Centroid Time	Planned $\Delta V$	Estimated $\Delta V$	Performance (%)
218		0.0487	0.0345	70.84
Relocation A	1999/04/07-08:21:07	1.1255	0.8104	72.00
Relocation B	1999/04/08-20:18:34	2.1789	1.6650	76.41
		3.3531(sum)	2.5099(sum)	74.85

대한 추적데이터가 있어야 한다. 하지만 이 경우 토크가 유발되어 자세에 영향을 미치므로 이러한 조건에서 임무를 하는 경우는 없다. 본 연구에서는 1999년 말에서 2000년 초에 수집된 추적 데이터들이 활용되었는데 그 이유는 추력기의 성능추정에 대한 요구가 이 시기 직후에 발생하였기 때문이다.

#### 4-1. 무궁화위성 1호기 성능추정

무궁화위성 1호기의 동쪽면의 추력기를 펄스모드로 발사했을 경우에 대한 성능추정 결과를 표 1에 나타내었다.

171B번(1999/11/26) 기동에서 215번 기동까지 모두 14회의 추정 데이터를 활용한 결과 87.32%의 성능을 나타낼 수 있었다. 여기서 기동번호는 무궁화위성의 정지궤도 진입후 각 기동에 대하여 연속적으로 부여된 일련번호이며 A혹은 B는 Two Part Maneuver 중에서 첫 번째와 두 번째 기동을 각각 나타낸다. 표에서 OD(Orbit Determination) Uncertainty 1은 앞의 수식 (15)를 이용하여 성능을 구한 다음 각각의 성능 추정치와의 차이 값을 계산한 것이며 OD Uncertainty 2는 각각의 추력기 성능을 평균한 값을 기준으로 삼았을 경우의 각 성능 추정치의 오차를 나타낸 것이다. OD Uncertainty 1의 경우가 잔차의 합을 취했을 경우에 영에 더 가까운 결과를 나타낼 수 있고 이로서 앞에서 소개한 이론이 적절함을 알 수 있다. 표에서 각 기동의 시각은 지면 관계상 생략하였다.

다음은 서쪽면에 위치한 추력기의 성능을 추정하였는데 표 2와 같이 약 64%의 성능을 나타내었다. 이러한 성능의 저하는 추력기 자체가 지난 5년 동안 저하된 것보다는 발사 당시에 나타난 문제점으로 인하여 과도하게 많은 양의 추력을 일시에 가했던 경험이 있는데 그때 많은 추력기의 성능감소가 있었던 것으로 보인다. 이러한 추정은 5년 동안의 임무 기간 중에 서쪽면 추력기의 사용 빈도가 그렇게 많지 않았다는 점과 동쪽면 추력기에 비하여 성능이 낮게 나타난다는 점을 미루어 가능한 것이다.

표 4. 무궁화위성 2호기 성능추정(동쪽면, 펄스모드).

Burns	Burn Centroid Time	Planned $\Delta V$	Estimated $\Delta V$	Performance (%)
181B	1999/09/16-09:01:25	-0.0890	-0.0899	100.95
182	1999/09/23-10:04:05	-0.0444	-0.0467	104.93
183	1999/09/30-09:04:05	-0.0440	-0.0438	99.69
184	1999/10/07-09:04:05	-0.0441	-0.0443	100.28
185	1999/10/14-09:04:30	-0.0590	-0.0601	101.72
186B	1999/10/21-09:02:07	-0.0738	-0.0754	102.20
187	1999/10/28-09:02:15	-0.0290	-0.0289	99.60
188	1999/11/04-08:04:30	-0.0582	-0.0622	106.91
189	1999/11/11-09:04:05	-0.0436	-0.0413	94.79
191B	1999/11/26-11:07:46	-0.1907	-0.1960	102.79
192B	1999/12/02-13:24:41	-0.1166	-0.1190	102.06
193	1999/12/28-07:32:15	-0.0281	-0.0286	101.75
		-0.8206(sum)	-0.8360(sum)	101.89

표 5. 무궁화위성 2호기 성능추정(서쪽면, 펄스모드).

Burns	Burn Centroid Time	Planned $\Delta V$	Estimated $\Delta V$	Performance (%)
181A	1999/09/15-21:04:05	0.0420	0.0406	96.63
186A	1999/10/20-21:04:05	0.0425	0.0416	98.04
191A	1999/11/25-23:09:00	0.1147	0.1166	101.63
192A	1999/12/02-01:09:00	0.1145	0.1159	101.24
		0.3137(sum)	0.3147(sum)	100.33

표 3은 무궁화위성 1호기의 서쪽면의 추력기를 연속모드로 사용했을 경우의 성능추정의 결과이다. 연속모드로 발사한 회수가 너무 적어서 대표적인 성능을 결정하기에는 무리가 있긴 하지만 약 75%의 성능을 나타냄을 알 수 있다. 이 수치는 펄스모드의 64%에 비하여 10%이상 높은 성능으로서 연속모드로 사용할 경우에 나타나는 천이시간의 단축이 그 원인으로 분석되어진다.

4-2. 무궁화위성 2호기 성능추정

다음은 무궁화위성 2호기의 추력기의 경우는 해당기간에 연속모드로 추력기를 발사한 기록이 없었기 때문에 동쪽면과 서쪽면에 위치한 추력기의 펄스모드에 대한 성능만을 추정하였다. 표 4는 동쪽면에 위치한 추력기의 성능을 추정한 결과인데 약 101.89%의 성능을 나타냄을 알 수 있다. 성능이 100%가 넘게 나타나는 이유는 성능의 정의를 임무해석 소프트웨어의 데이터베이스에 저장된 예측치를 기준으로 했기 때문이다. 즉 예측치에 비하여 더 큰 추력이 나올 수도 있는 것이다. 101.89%는 100%에 가까운 성능을 나타내고 있음을 의미한다. 표 5의 서쪽면에 위치한 추력기의 경우에도 100.33%의 성능을 나타내고 있음을 알 수 있다. 이로서 무궁화위성 2호기의 추력기는 그간 5년간의 임무에도 불구하고 매우 양호한 상태를 유지하고 있는 것으로 결론을 내릴 수 있다.

5. 결론

이상에서 1999년 말에서 2000년 초에 대한 무궁화위성 1,2호에 대한 추력기의 성능을 추정하였다. 무궁화위성 1호기의 서쪽면에 위치한 추력기의 경우는 펄스 모드에서 64%, 연속모드에서 75%의

비교적 열악한 상태임을 알 수 있었고 이에 비하여 동쪽면에 위치한 추력기는 펄스모드의 경우 약 87% 성능의 비교적 양호한 상태를 유지하고 있음을 알 수 있었다. 무궁화위성 2호기의 경우는 지난 5년간의 운용에도 불구하고 추력기의 성능이 예측대비 100%에 이르는 양호한 상태를 유지하고 있음을 알 수 있었다. 역으로 말하면 무궁화위성 2호에 대해서는 임무해석 소프트웨어가 추력기의 성능을 적절히 예측하고 있음 나타낸다. 본 연구를 통하여 무궁화위성 1호기의 경우는 마지막 폐기 단계까지 지속적으로 추력기의 성능 감시가 이루어져함을 알 수 있었다.

**감사의 글:** 본 논문은 한국통신의 지원으로 수행된 “무궁화위성 3호 운용지원 및 관제기술 연구”의 일부임을 밝히며 연구지원에 대하여 감사를 드립니다.

### 참고문헌

- 한국항공우주연구소 2000, 무궁화위성 3호 운용지원 및 관제기술연구(서울: 한국통신), pp.203-210  
Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft(London: Prentice-Hall), p.65  
Lockheed Martin 1994, Koreasat Mission Analysis Software Design Document, DD-MAS-20032250, p.114  
Press, W. H., Flannery, B. P., Teukolsky, S. A., & Vetterling, W. T. 1986, Numerical Recipes (Cambridge: Cambridge Univ. Press), p.52