

# 섭동해석을 이용한 저궤도 위성의 대기저항 보정용 연료 소모량 예측

## Fuel Consumption Estimation for Atmospheric Drag Using LEO Perturbation Analysis

정도희\*, 송용규\*\*

Do-Hee Jung and Yong-Kyu Song

### 요 약

본 연구에서는 섭동가속도의 변화식으로 주어지는 궤도 섭동 방정식으로부터 지구 편원현상과 대기저항에 의해 기인하는 궤도요소들의 변화를 표현하고 궤도 일회전당 변화량을 근거로 하여 대기저항에 의한 속도 보정과 그에 필요한 연료소모량을 효과적으로 예측하는 방법을 제시하고 그 기법을 다목적위성 궤도해석에 적용한다.

### Abstract

In this work variations of orbital parameters are derived from the perturbation equations under Earth oblateness and atmospheric drag. A simple and effective scheme is proposed to compute the required delta v and fuel consumption to compensate for atmospheric drag. The scheme is applied to KOMPSAT example.

### I. 서 론

위성의 궤도운동은 지구중력외에 지구편원성, 태양-달 인력, 대기저항, 태양복사압등에 의한 작은 섭동력에 의한 교란을 항상 받고 있다. 저궤도 위성의 경우 주요 섭동 요소들은 지구 편원 현상과 지구 대기 영향인데 이러한 두 가지 요소에 기인하는 궤도 요소들의 변화는 위성 설계자들이 반드시 고려해야 할 사항이다.

본 연구에서는 섭동가속도의 변화식으로 주어지는 궤도 섭동 방정식으로부터 지구 편원현상(Oblateness)과 대기에 의해 기인하는 궤도요소들의 변화

를 표현하고 궤도 일회전당 변화량을 근거로 하여 대기저항에 의한 속도 보정과 그에 필요한 연료소모량을 효과적으로 예측하는 방법을 제시하고 그 기법을 다목적위성 궤도해석에 적용하고자 한다.

### II. 궤도 섭동의 일반 방정식

지구를 이상적인 구형 상태로 가정하면 그 중력장하에서 모든 궤도 요소  $a, e, Q, I, \omega, t_p$ 는 상수로 유지되며 그 운동은 케플러 운동이 된다. 그러나 중심 중력장에 부가하여 섭동력이라고 하는 작은 간섭운동이 늘 존재하여 궤도 요소들을 변화시키며 이 변화는 궤도 섭동의 미분방정식으로 표시할 수 있다[1].

\* 한국항공대학교 항공공학과(Dept. of Aeronautical Eng., Hankuk Aviation University)

\*\* 한국항공대학교 항공기계공학과(Dept. of Aero & Mechanical Eng., Hankuk Aviation University)

· 논문번호 : 99-2-6

· 접수일자 : 1999년 11월 9일

위성 궤도역학에서 섭동방정식은 흔히 두 가지 방식으로 표현되는데 첫번째 그룹은 섭동력을 반경방향 성분  $f_r$ , 궤도면내에서 궤도 진행방향으로 반경방향에 수직인 성분  $f_u$ , 궤도 면에 수직인 성분  $f_h$ 로 분해하는 방식이다. 섭동 미분항  $dp/dt, di/dt$ , 들은 각 운동량식으로부터 유도되어지고,  $da/dt$ 항은 에너지 이론으로부터,  $de/dt$ 는  $a, p, e$  관계식으로부터 구해지고,  $d\omega/dt$ 는 각운동량의 정의와 관련있는 표현으로부터 유도 되어진다. 이들을 요약하면 첫번째 그룹의 궤도 섭동 미분방정식들은 다음과 같다[1].

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2a^2}{\sqrt{\mu p}} [e \sin \theta f_r + (1 + e \cos \theta) f_u] \\ \frac{de}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ \sin \theta f_r + \left[ \left(1 + \frac{r}{p}\right) \cos \theta + \frac{er}{p} \right] f_u \right\} \\ \frac{dp}{dt} &= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}} r f_u \\ \frac{dQ}{dt} &= \frac{r \sin(\omega + \theta)}{\sqrt{\mu p \sin i}} f_h \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r \cos(\omega + \theta)}{\sqrt{\mu p}} f_h \\ \frac{d\omega}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[ -\frac{\cos \theta}{e} f_r + \left(1 + \frac{r}{p}\right) \frac{\sin \theta}{e} f_u \right. \\ &\quad \left. - \frac{r}{p} \sin(\omega + \theta) \cot i f_h \right] \end{aligned} \quad (1)$$

두번째 방식은 섭동력을 궤도의 접선방향성분  $f_t$ , 궤도면내에서 접선에 수직이고 곡률중심 방향 성분  $f_n$ , 궤도면에 대해 수직인 성분  $f_h$ 로 분해하는 방식인데 이 세 성분  $f_t, f_n, f_h$ 는 그림 1을 참고하면 첫번째 그룹의 방정식들에서 정의된 세 성분  $f_r, f_u, f_h$ 와는 다음과 같은 관계를 가짐을 알 수 있다.

$$\begin{aligned} f_u &= f_n \sin \gamma + f_t \cos \gamma \\ f_r &= -f_n \cos \gamma + f_t \sin \gamma \end{aligned}$$

여기서,  $\gamma$ 는 비행 경로각으로서 궤도요소로는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \sin \gamma &= \frac{1}{v} \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin \theta \\ \cos \gamma &= \frac{1}{v} \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \sin \theta) \end{aligned}$$

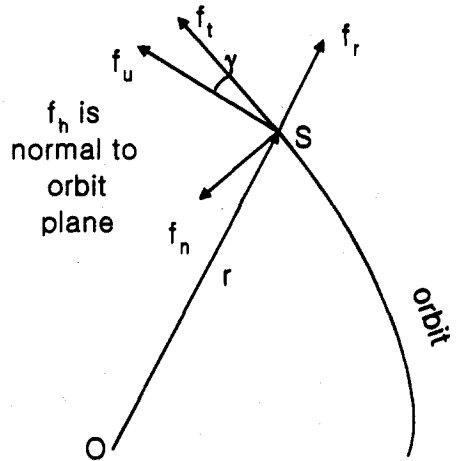


그림 1. 세 성분으로 표현된 섭동력  
Fig. 1. Perturbation Forces.

첫번째 그룹의 방정식들에 이러한 상관 관계들을 대입하게 되면 아래와 같이 두번째 그룹의 궤도 섭동 미분방정식으로 된다.

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= \frac{2a^2 v}{\mu} f_t \\ \frac{de}{dt} &= \frac{1}{v} \left[ 2(e + \cos \theta) f_t - \frac{r}{a} \sin \theta f_n \right] \\ \frac{dp}{dt} &= \frac{2p}{v} f_t + \frac{2r}{v} e \sin \theta f_n \\ \frac{dQ}{dt} &= \frac{r \sin(\omega + \theta)}{\sqrt{\mu p \sin i}} f_h \\ \frac{di}{dt} &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} r \cos(\omega + \theta) f_h \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{1}{e} \left[ \frac{2 \sin \theta}{v} f_t + \frac{a(1 + e^2) - r}{ae v} f_n \right. \\ &\quad \left. - \frac{e \cot i}{\sqrt{\mu p}} r \sin(\omega + \theta) f_h \right] \end{aligned} \quad (2)$$

첫번째와 두번째 그룹의 미분방정식들은 수치해석적으로 풀릴 수가 있으며, 결과치는 궤도 요소들의 변화량이다.

### 2-1 지구 편원현상에 기인한 궤도 섭동

지구가 완전한 구가 아니기 때문에 나타나는 지구 편원성에 의한 궤도섭동은 중력포텐셜로부터 유

도된 지구중력조화항들로 나타내지는데 그 중 가장 영향이 큰 것은 2차항(zonal harmonics)으로서  $J_2$ 로 표현되며 그 값은  $J_2=0.00108263$ 이고 나머지 항들은 아주 작기 때문에 종종 무시된다. 지구 일회전당 지구편원 현상에 기인한  $J_2$  효과에 따른 궤도요소 값들의 변화량들은 먼저 중력 포텐셜로부터 계산된 중력 가속도를 첫번째 그룹의 세 방향 성분  $f_r, f_u, f_h$ 로 분해하여 첫번째 그룹의 궤도섭동 방정식에 대입, 적분함으로써 구하는데 결과식은 아래와 같다[1].

궤도 장반경의 변화량

$$\Delta a_{turn} = 0 \quad (3)$$

궤도 이심률의 변화량

$$\Delta e_{turn} = 0 \quad (4)$$

궤도 반통경의 변화량

$$\Delta p_{turn} = 0 \quad (5)$$

궤도 경사각의 변화량

$$\Delta i_{turn} = 0 \quad (6)$$

승교점 적경의 변화량

$$\Delta \Omega_{turn} = -\frac{3\pi J_2 \cos i}{(a/R_E)^2(1-e^2)^2} \quad (7)$$

근지점 폭각의 변화량

$$\Delta \omega_{turn} = \frac{3\pi J_2 (5 \cos^2 i - 1)}{(a/R_E)^2(1-e^2)^2} \quad (8)$$

이며 여기서  $R_E$ 는 지구적도 반경이다.

( $R_E = 6378.140$  km)

식 (1)~(8)은 궤도 일회전시 나타나는  $J_2$ 의 secular 섭동이라 불리는 전체효과만을 계산한 식이다. 시간에 대한 승교점 적경  $\Omega$ 와 근지점 폭각  $\omega$ 의 평균 변화율은  $\Delta \Omega_{turn}$ 와  $\Delta \omega_{turn}$ 를  $P = 2\pi\sqrt{(a^3/\mu)}$ 로 나누어 얻어지며 다음과 같다.

$$\left(\frac{d\Omega}{dt}\right)_{aver} = -\frac{1.5 J_2 \sqrt{\mu} R_E^2 \cos i}{a^{7/2} (1-e^2)^2} \text{ [rad/s]} \quad (9)$$

$$\left(\frac{d\omega}{dt}\right)_{aver} = \frac{0.75 J_2 \sqrt{\mu} R_E^2 (5 \cos^2 i - 1)}{a^{7/2} (1-e^2)^2} \text{ [rad/s]} \quad (10)$$

## 2-2 대기저항에 기인한 궤도 섭동고란

비회전 대기 상태의 가정하에 공기역학적인 저항(대기항력)은 속도의 반대방향(접선방향)으로 주어지며 다음과 같다.

$$f_i = -0.5\rho v^2 C_D S / m \quad (11)$$

여기서  $\rho$ 는 대기 밀도이고 고도와 태양활동 F10.7에 따라 달라진다. 또한,  $\nu$ 는 운동 속도, CD는 항력 계수이고, 그 값의 범위는 2.2에서 2.5이다. S는 인공 위성 전면부의 기준면적이고  $m$ 은 인공위성의 질량이다.

식의 유도 전개상 편의를 위해 탄도계수를 다음과 같이 정의한다.

$$\sigma = C_D S / 2m \quad (12)$$

종종 탄도 계수는 다음과 같이 정의되기도 하며

$$\beta = m / (C_D S) \quad (13)$$

따라서, 두 값은 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$\sigma = 1 / (2\beta) \quad (14)$$

$\sigma$ 를 이용하면 접선방향의 섭동가속도  $f_i$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$f_i = -\sigma \rho v^2 \quad (15)$$

밀도  $\rho$ 와 고도  $h$ 의 관계는 사용하는 대기상태 모델에 따라 약간의 차이가 있는데 SA76(미주 대기 표준 1976년도) 모델의 경우 태양활동은 고려되지

않았다. CIRA(우주연구위원회 국제표준대기)의 경우와 MSIS 대기모델은 태양활동 F10.7을 고려하고 있다.

2-2-1 원궤도의 경우

원궤도의 경우 일회전당 대기저항에 의해 기인되는 궤도 섭동의 결과는 적분하면 다음과 같이 계산된다.

궤도반경의 변화량

$$\Delta r_{turn} = -4\pi\sigma\rho r^2 \quad (16)$$

속도의 변화량

$$\Delta v_{turn} = 2\pi\sigma\rho\mu\sqrt{\mu/r} \quad (17)$$

궤도 주기의 변화량

$$\Delta P_{turn} = -[12\pi^2\sigma/\sqrt{\mu}]\rho r^{5/2} \quad (18)$$

2-2-2 타원궤도의 경우

타원 궤도의 경우, 대기항력에 의한 궤도 요소의 변화는 더욱 더 복잡하게 되는데 먼저, 시간에 대한 미분으로부터 위도폭각  $u = \omega + \theta$ 에 대한 미분으로 바꾸기 위해 다음 식과

$$\frac{d}{du} = \frac{d}{dt} \frac{dt}{du} \quad (19)$$

$$\frac{du}{dt} = \dot{\omega} + \dot{\theta} \quad (20)$$

궤도 운동의 각운동량 정의

$$r^2(\dot{\omega} + \dot{\theta}) = H = \sqrt{\mu p} \quad (21)$$

로부터 다음 식을 계산할 수 있다.

$$\frac{d}{du} = \frac{r^2}{\sqrt{\mu p}} \frac{d}{dt} \quad (22)$$

대기에 의한 섭동력은

$$f_r = -\sigma\rho v^2, \quad f_n = 0, \quad f_h = 0$$

이므로 이를 식 (2)에 대입하면 아래와 같은 미분방정식들을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \frac{da}{du} &= \frac{r^2}{\sqrt{\mu p}} \frac{da}{dt} = -\frac{2\sigma a^2}{\sqrt{\mu^3 p}} r^2 v^3 \rho \\ \frac{de}{du} &= \frac{r^2}{\sqrt{\mu p}} \frac{de}{dt} = -\frac{2\sigma}{\sqrt{\mu p}} r^2 v \rho (e + \cos \theta) \\ \frac{dp}{du} &= \frac{r^2}{\sqrt{\mu p}} \frac{dp}{dt} = -\frac{2\sigma\sqrt{p}}{\sqrt{\mu}} r^2 v \rho \\ \frac{d\omega}{du} &= \frac{r^2}{\sqrt{\mu p}} \frac{d\omega}{dt} = -\frac{2\sigma}{e\sqrt{\mu p}} v \rho \sin \theta \quad (23) \end{aligned}$$

궤도 일회전당 궤도요소들의 변화량을 계산하기 위해 위도 폭각  $u$ 에 대하여 0에서  $2\pi$ 까지 적분을 하면 다음과 같은 결과가 얻어진다.

궤도 장반경의 변화량

$$\Delta a_{turn} = -\frac{2\sigma a^2}{\sqrt{\mu^3 p}} \int_0^{2\pi} r^2 v^3 \rho du < 0 \quad (24)$$

궤도 이심률의 변화량

$$\Delta e_{turn} = -\frac{2\sigma}{\sqrt{\mu p}} \int_0^{2\pi} r^2 v (e + \cos \theta) \rho du < 0 \quad (25)$$

궤도 반통경의 변화량

$$\Delta p_{turn} = -\frac{2\sigma\sqrt{p}}{-\sqrt{\mu}} \int_0^{2\pi} r^2 v \rho du < 0 \quad (26)$$

근지점 폭각의 변화량

$$\Delta \omega_{turn} = -\frac{2\sigma}{e\sqrt{\mu p}} \int_0^{2\pi} r^2 v \sin \theta \rho du < 0 \quad (27)$$

식 (3.24) 부터 (3.27)까지 적분을 계산하기 위하여는 다음 관계식들이 이용된다.

$$r = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$$

$$\begin{aligned} v^2 &= \mu \left( \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right) \\ \rho &= \rho(r) \\ \theta &= u - \omega \end{aligned} \quad (28)$$

### III. 궤도유지와 소요연료 소모량 예측

저궤도에서 운행하는 위성은 대기항력에 의해 고도가 점점 낮아지는데 만일 이를 위성체 추진장치로 교정하지 않으면 고도는 마침내 밀도가 높은 대기에 도달하게 되고 위성체 수명은 끝나게 된다. 따라서 궤도를 유지하기 위해서 추진연료를 필요로 하고 이 연료량의 예측이 인공위성 예비설계에서 중요한 항목이므로 본 장에서는 대기저항하에서 타원궤도의 유지를 위한 연료 소모량을 예측하는 간단하고 효과적인 방법을 제시한다.

#### 3-1 궤도 수정의 차분 방정식

궤도섭동의 미분 방정식은 일반적으로 다음과 같이 쓸 수가 있다.

$$\frac{dx_j}{dt} = \sum_{i=1}^m R_i f_i \quad (j=1, 2, \dots, n) \quad (29)$$

여기서  $x_j$ 는  $j$ 번째 궤도 요소이고,  $f_i$ 는 제어 섭동가속도의  $i$ 번째 성분이고  $R_i$ 는 그 계수이다. 식 (29)를 다음과 같이 다시 쓰면

$$\Delta x_j = \left( \sum_{i=1}^m R_i f_i \right) dt$$

시간가 유한하여 작을 때, 로켓엔진에 의해 발생된 속도 변화량은

$$\Delta v_i = f_i \Delta t$$

이고 미분방정식 식 (29)는 다음과 같이 차분방정식이 된다.

$$\Delta x_i = \sum_{i=1}^m R_i \Delta v_i \quad (30)$$

궤도 유지를 위한 속도 변화량은 대개 작은 값이므로 궤도섭동의 미분방정식을 차분 방정식으로 변환하는 것은 타당성이 있다.

식 (1)의 궤도섭동 방정식 첫번째 그룹의 경우,  $r, u, h$  방향으로 속도변화량은 다음과 같이 나타낼 수 있으며

$$\Delta v_r = f_r \Delta t, \quad \Delta v_u = f_u \Delta t, \quad \Delta v_h = f_h \Delta t \quad (31)$$

첫번째 그룹의 차분 방정식들은 다음과 같이 유도된다.

$$\begin{aligned} \Delta a &= \frac{2a^2}{\sqrt{\mu p}} [e \sin \theta \Delta v_r + (1 + e \cos \theta) \Delta v_u] \\ \Delta e &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left\{ \sin \theta \Delta v_r + \left[ \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \cos \theta + \frac{er}{p} \right] \Delta v_u \right\} \\ \Delta P &= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}} r \Delta v_u \\ \Delta \Omega &= \frac{1}{\sqrt{\mu p} \sin i} r \sin(\omega + \theta) \Delta v_h \\ \Delta i &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} r \cos \theta (\omega + \theta) \Delta v_h \\ \Delta \omega &= \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[ -\cos \theta \Delta v_r + \left( 1 + \frac{r}{p} \right) \sin \theta \Delta v_u \right. \\ &\quad \left. - \frac{er}{p} \sin(\omega + \theta) \cot i \Delta v_h \right] \end{aligned} \quad (32)$$

식 (2)의 궤도 섭동 방정식 두번째 그룹의 경우에  $t, n, h$  방향에서 속도변화량들

$$\Delta v_i = f_i \Delta t, \quad \Delta v_n = f_n \Delta t, \quad \Delta v_h = f_h \Delta t \quad (33)$$

로 나타내지며 그에 따른 궤도수정 차분 방정식의 두번째 그룹이 아래와 같이 구해진다.

$$\begin{aligned} \Delta a &= \frac{2a^2 v}{\mu} \Delta v_i \\ \Delta e &= \frac{1}{v} \left[ 2(e + \cos \theta) \Delta v_i - \frac{r}{a} \sin \theta \Delta v_n \right] \\ \Delta p &= \frac{2p}{v} \Delta v_i + \frac{2r}{v} \sin \theta \Delta v_n \\ \Delta \Omega &= \frac{1}{\sqrt{\mu p} \sin i} r \sin(\omega + \theta) \Delta v_h \\ \Delta i &= \frac{1}{\sqrt{\mu p}} r \cos(\omega + \theta) \Delta v_h \end{aligned}$$

$$\Delta\omega = \frac{2}{ve} \sin\theta \Delta v_t + \frac{a(1+e^2)-r}{av e^2} \Delta v_n - \frac{\cot i}{\sqrt{\mu p}} r \sin(\omega + \theta) \Delta v_h \quad (34)$$

요구되는 수정 궤도요소  $\Delta a, \Delta e, \Delta p, \Delta \Omega, \Delta i, \Delta \omega$ 가 주어질 때, 필요속도변화량  $\{\Delta v_r, \Delta v_u, \Delta v_h\}$  나  $\{\Delta v_t, \Delta v_n, \Delta v_h\}$ 과의 관계식들은상기식들에서 나타나며 그로부터 필요연료량을 예측할 수 있다.

### 3-2 대기에 기인된 궤도 감쇄와 수명의 예측

고도변화율은 원궤도의 경우 식 (16)과 궤도 주기P의 식으로부터 아래와 같이 구해진다.

$$dh/dt = \Delta r_{turn}/P = -2\sqrt{\mu\sigma\rho} \sqrt{r}$$

적분하면,

$$t_f - t_0 = \frac{1}{2\sigma\sqrt{\mu}} \int_{h_f}^{h_0} \frac{dh}{\rho(h)\sqrt{r}} \quad (35)$$

이고 첨자 0은 초기값  $f$ 는 최종값이다. 이 식에서  $t_f$ 와  $h_f$ 의 관계가 주어지고 고도 감쇄에 따라 위성의 수명을 예측할 때 쓰여 질 수 있는 것이다.

타원궤도의 경우에 일회전당 변화량식들이 사용된다. 그 식들을 궤도주기  $P = 2\pi\sqrt{a^3/\mu}$ 로 나누고 관계식  $p = a(1 - e^2)$ 을 사용하면 식 (24), (25)로부터 다음과 같은 미분 방정식들이 얻어진다.

$$\begin{aligned} \frac{da}{dt} &= -\frac{\sigma}{\pi\mu\sqrt{1-e^2}} \int_0^{2\pi} r^2 v^3 \rho \, du \\ \frac{de}{dt} &= -\frac{\sigma}{\pi a^2\sqrt{1-e^2}} \int_0^{2\pi} r^2 v(e + \cos\theta) \rho \, du \end{aligned} \quad (36)$$

이 식들은 대기에 의한 타원궤도의 감쇄를 나타내고 있으며 수치해를 구하고 위성체의 수명을 예측하는데 사용한다.

### 3-3 궤도 유지에 위한 필요한 연료 소모

#### 3-3-1 원궤도의 경우

원궤도의 경우에 평균연료 소모율은 평형 상태에서부터 다음과 같이 근사적으로 계산할 수 있다

$$T \text{ (thrust)} = D \text{ (drag)}$$

여기서 추력은

$$T = FCR * w$$

이고,  $w$ 는 로켓트 노즐로부터 나오는 제트 배기속도 이고, 그것은 비추력 단위가 초(sec)로 주어질 때  $g$  값에 비추력을 곱한것과 같거나 혹은 비추력의 단위가 (m/s)로 주어질 때는 비추력과 동등하다. 항력은 원궤도에서  $v^2 = \mu/r$  이므로

$$D = 0.5\rho v^2 S C_D = 0.5\mu C_D S \rho / r$$

따라서  $T = D$ 로부터

$$FCR = \frac{S C_D}{2w} \frac{\mu\rho}{r} \quad (37)$$

로 주어지고 여기에다 경과시간을 곱하면 필요연료량을 예측할 수 있다. 다목적위성의 경우 원궤도로 가정하고 표 1의 데이터를 이용하면 대기저항 보정만을 위하여 3년간 5.7787727 kg의 연료가 필요함을 알 수 있다.

#### 3-3-2 타원 궤도의 경우

타원궤도의 경우에, 평균 연료 소모율은 다음과 같이 유도할 수 있다. 먼저 일회전당 장반경  $a$ 와 이심률  $e$ 의 변화량 식은 식 (24)과 (25)에 의해 주어진다. 첨자 "turn" 대신 "atm"을 이용하고 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta a_{atm} &= -\frac{2\sigma a^2}{\sqrt{\mu^3 p}} S_a \\ \Delta e_{atm} &= -\frac{2\sigma}{\sqrt{\mu p}} S_e \end{aligned} \quad (38)$$

표 1. 다목적위성 데이터

Table 1. KOMPSAT Data.

Name	Values
Mass, m	500kg
Crossing Area, S	8.256 m <sup>2</sup>
Drag Coefficient, Cd	2.3
Specific Impulse, Isp	218sec
Inclination, I	98.127deg
Semi-major axis, a	7063.270km
Orbital Period, P	98.58min
Eccentricity, e	0~0.001
Altitude, h	685.13 km

여기서

$$S_a = \int_0^{2\pi} r^2 v^3 \rho du$$

$$S_e = \int_0^{2\pi} r^2 v(e + \cos \theta) \rho du \quad (39)$$

한편, 인공위성이 근지점과 원지점을 통과하는 매 회마다 추진장치가 수정 충격속도를 발휘하한다고 하면 그에 따라  $a$ 와  $e$ 는 차분 방정식 두번째 그룹으로부터 다음과 같이 변하게 된다.

$$\Delta a_{cor} = \frac{2a^2}{\mu} (v_p \Delta v_p + v_a \Delta v_a)$$

$$= \frac{2a^2}{\sqrt{\mu p}} [(1+e)\Delta v_p + (1-e)\Delta v_a]$$

$$\Delta e_{cor} = \frac{2}{v_p} (e+1)\Delta v_p + \frac{2}{v_a} (e-1)\Delta v_a$$

$$= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[ 2\frac{e+1}{1+e}\Delta v_p + 2\frac{e-1}{1-e}\Delta v_a \right]$$

$$= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}} (\Delta v_p - \Delta v_a) \quad (40)$$

여기서

$$v_p = \sqrt{\mu/p}(1+e), v_a = \sqrt{\mu/p}(1-e)$$

궤도 유지를 위하여 아래식이 만족되어야 하는데

$$\Delta a_{cor} + \Delta a_{atm} = 0$$

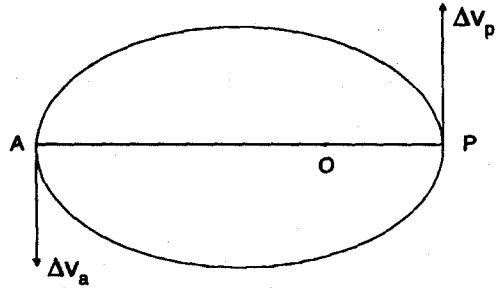


그림 2. 수정 충격속도  $\Delta v_p$ 와  $\Delta v_a$

Fig. 2. Corrective Deltav's.

$$\Delta e_{cor} + \Delta e_{atm} = 0 \quad (41)$$

식 (38), (40), (41)을 결합

$$\frac{2a^2}{\sqrt{\mu p}} [(1+e)\Delta v_p + (1-e)\Delta v_a] = \frac{2\sigma a^2}{\sqrt{\mu^3 p}} S_a$$

$$2\sqrt{\frac{p}{\mu}} (\Delta v_p - \Delta v_a) = \frac{2\sigma}{\sqrt{\mu p}} S_e$$

즉

$$(1+e)\Delta v_p + (1-e)\Delta v_a = \frac{\sigma}{\mu} S_a$$

$$\Delta v_p - \Delta v_a = \frac{\sigma}{p} S_e \quad (42)$$

이 되고 이 대수 방정식의 해는

$$\Delta v_p = \frac{\sigma}{2} \left[ \frac{S_a}{\mu} + (1-e)\frac{S_e}{p} \right]$$

$$\Delta v_a = \frac{\sigma}{2} \left[ \frac{S_a}{2} - (1+e)\frac{S_e}{p} \right] \quad (43)$$

가 되며 두 개의 충격속도의 합은

$$\Delta v_{\Sigma} = \Delta v_p + \Delta v_a = \sigma \left[ \frac{S_a}{\mu} - e\frac{S_e}{p} \right] \quad (44)$$

로 된다. 따라서, 일회전당 연료소모량은 다음 관계로부터 구해진다.

$$\Delta m_p = \frac{m \Delta v_{\Sigma}}{w} \quad (45)$$

표 2. 대기저항에 기인한 속도보정용 예측연료량

Table 2. Estimated Fuel Consumption Due to Atmospheric Drag.

e	Sa (per turn)	Se (per turn)	Delta v, m/sec (per turn)	Fuel/3yrs, kg (worst)	Fuel/3yrs, kg (Jacchia 1970)
0.0000	3.1062839E+12	0.00	1.4797925E-04	5.7718524	3.5748552
0.0005	3.1062841E+12	13.76	1.4797924E-04	5.7718520	3.5748550
0.0010	3.1062847E+12	27.52	1.4797922E-04	5.7718509	3.5748543
0.0015	3.1062857E+12	41.28	1.4797917E-04	5.7718491	3.5748532
0.0020	3.1062870E+12	55.04	1.4797911E-04	5.7718466	3.5748517
0.0025	3.1062888E+12	68.80	1.4797902E-04	5.7718433	3.5748497
0.0030	3.1062909E+12	82.57	1.4797892E-04	5.7719394	3.5748472
0.0035	3.1062934E+12	96.33	1.4797880E-04	5.7718347	3.5748443
0.0040	3.1062964E+12	110.10	1.4797866E-04	5.7718293	3.5748409
0.0045	3.1062997E+12	123.80	1.4797850E-04	5.7718232	3.5748372
0.0050	3.1063033E+12	137.60	1.4797833E-04	5.7718163	3.5748329
0.0055	3.1063074E+12	151.40	1.4797813E-04	5.7718087	3.5748282
0.0060	3.1063119E+12	165.10	1.4797792E-04	5.7718004	3.5748231
0.0065	3.1063167E+12	178.90	1.4797769E-04	5.7717914	3.5748175
0.0070	3.1063220E+12	192.60	1.4797744E-04	5.7717817	3.5748115
0.0075	3.1063276E+12	206.40	1.4797717E-04	5.7717712	3.5748050
0.0080	3.1063336E+12	220.20	1.4797688E-04	5.7717600	3.5747980
0.0085	3.1063400E+12	233.90	1.4797658E-04	5.7717481	3.5747907
0.0090	3.1063468E+12	247.70	1.4797626E-04	5.7717355	3.5747828
0.0095	3.1063540E+12	261.40	1.4797592E-04	5.7717222	3.5747746
0.0100	3.1063616E+12	275.20	1.4797555E-04	5.7717081	3.5747659

저궤도 위성인 KOMPSAT 데이터를 이용하여 일회전당 Sa와 Se를 계산하고 그로부터 일회전당  $\Delta v_{sum}$ 를 구한 후 3년간 대기저항 보상에만 필요한 연료량을 계산한 결과를 표 2에 나타내었다.

여기서 Worst Case는 Harris Preister 모델의 최대치인  $\rho_{max} = 2.438 E-4 \text{ kg/km}^3$ 를 사용한 경우이며 Jacchia 1970 모델은  $\rho_{max} = 1.51 E-4 \text{ kg/km}^3$ 를 사용한 경우이다. 참고로 참고문헌 [12]에서는 Hohmann Transfer와 다음 공식 [3]

$$\Delta m_p = m \left( 1 - \exp \left( - \frac{\Delta v}{g I_{sp}} \right) \right) \quad (46)$$

를 이용하여 Worst Case에 대하여 계산한 결과 3년간 대기저항 보상에만 필요연료량은 5.779 kg로 계산되었다. 두 결과치가 상당히 일치함을 알 수 있고 또한 이심율의 변화에 따라 필요연료량은 별 차이가 나지 않음을 알 수 있다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는 궤도 섭동 방정식으로부터 지구 편원현상과 대기저항에 의해 기인하는 궤도요소들의 변화를 표현하고 궤도 일회전당 변화량을 근거로 하여 대기저항에 의한 속도 보정과 그에 필요한 연



료소모량을 간단히 예측하는 방법을 제시하였으며 그 기법을 다목적위성 궤도해석에 적용한 바 상당히 간단하면서도 정확하게 계산됨을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] Griffin M. D., French J. R., *Space Vehicle Design, AIAA Education Series*, AIAA Inc., Washington DC, 1991.

[2] Xiao Yelun, *Principles of Spacecraft Flight Dynamics*, Press Astronautics, Beijing, 1995 (in Chinese).

[3] Werts J. R. (ed), *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Publ. D. Reidel, Boston MA, 1985.

[4] Suggs R., *Space Station Freedom Natural Environment Design Models*, AIAA 93-0492, 1993.

[5] Chobotov V. A. (ed), *Orbital Mechanics, 2<sup>nd</sup> ed.*, AIAA Education Series, Reston, Virginia, 1996.

[6] Bate R. R. et al., *Fundamentals of Astro-*

*dynamics*, Dover Publications, New York, 1971.

[7] Cornelisse J. W. et al., *Rocket propulsion and Spaceflight Dynamics*, Pitman Publ. Ltd., London, 1979.

[8] Werts J. R., Larson W. J., *Spacecraft Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publishers, 1994.

[9] M. H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics and control*. Wiley & Son, New York, 1976.

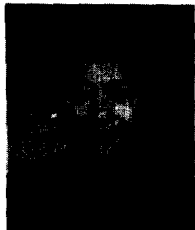
[10] Rimrott F. P. J., *Introductory Orbit Dynamics*, vieweg, 1989.

[11] R. H. Battin, *An Introduction to the Mathematics and Methods of Astrodynamics, AIAA Education Series*, New York, NY, 1987.

[12] 원창희, 이정숙, "다목적실용위성 궤도조정 분석," 1997년도 한국항공우주학회 추계학술대회, pp.614-619.

[13] 이병선, 이정숙, 은종원, "GPS 항행해를 이용한 다목적위성의 궤도결정 시뮬레이션," 1997년도 한국항공우주학회 추계학술대회, pp. 610-613.

정 도 희(鄭道熙)



1982년 : 한국항공대학교 항공기 계공학과(공학사)

1986년 : 한양대학교 기계공학과 (공학석사)

현재 : (주)삼호중공업, 한국항공대학교 항공공학과 박사과정

관심분야 : 인공위성 궤도역학, 자세제어, 선락제어 및 함안정기, 무인운반차개발 등

송 용 규(宋龍奎)



1985년 : 서울대학교 항공공학과 (공학사)

1987년 : 서울대학교 항공공학과 (공학석사)

1992년 : 미국 미시간대학교 항공우주공학과(공학박사)

1993년~현재 : 한국항공대학교 항공기계공학과 조교수, 부교수

관심분야 : 비행제어, 비선형시스템 제어, 신경회로망, 비행시험, 궤도역학, 위성 자세결정 및 제어 등