

〈主 題〉

통신 위성의 초기 시스템 설계 기법

김 원 철
(한국통신 위성사업본부)

□ 차 례 □

- I. 서 론
- II. 통신위성 시스템 설계 사양
- III. 시스템 설계 사양 사이의 관계
- IV. 결 론

본고에서는 상업용 통신 위성의 초기 시스템 설계 시 시스템 엔지니어로서 반드시 검증하여야 할 설계 사양의 종류와 개념이 논의되었다. 초기 시스템 설계 사양으로서, 탑재체의 설계 사양, 소비 전력, 발사 중량, 신뢰도, 서비스 기간, 및 전체 사업 비용등의 6 가지가 제시되었다. 이와 함께 설계 사양 상호 간의 영향 및 발사체를 포함한 전체 시스템 비용에의 영향에 대한 체계적인 논의가 시도되었다. 이러한 논의는 위성 시스템 엔지니어링에 관심이 있는 학계와 새로운 상업 위성 사업을 계획하고 있는 산업계에 기초적인 참고 자료가 될 수 있을 것이다.

I. 서 론

1995년 8월과 1996년 1월에 한국 최초의 정지궤도 상업용 통신위성인 무궁화호가 발사된 이래로 국내 관련 산업계, 학계는 물론 일반인의 통신위성에 대한 관심이 높아져 왔다.

통신위성은 버스(Bus)와 탑재체(Payload)의 두 분야로 나누어 진다. 이 두가지 개념은 마치 지상에서 운행되는 "버스"가 경제적 이익을 가져오는 "탑재물"을 실어 나르는 점에 착안하여 통용되고 있는 어휘이다. 위성의 버스는 전자, 전기, 기계, 재료, 화학, 열, 기계, 구조등 수 많은 분야의 기술이 유기적으로 결합되어 완성되므로 개발에 많은 시간과 예산이 소요된다. 따라서, 통신위성 제작사는, 마치 지상의 버스 회사가 탑재물의 적재용량에 따라 몇가지의 모델을

구비하고 있듯, 장기간의 투자와 시험을 거쳐 탑재체의 소비 전력의 등급에 따라, 버스 모델을 개발하여 공급함이 보통이다. 위성의 버스는 일반적으로 열 제어계, 자세 및 궤도 제어계, 추진계, 원격 측정 및 명령계, 기계 및 구조계, 전력계의 6개 서브 시스템으로 구성된다. 통신위성에 있어서 운용자에게 경제적 이득을 주는 "탑재물"은 지상에서 보내진 전화, 데이터, 영상신호를 받아 수신.증폭하여 내려보내는 안테나계와 증계기계 (Transponders)를 의미하며 상업적 운용 목적에 맞게 시스템 설계자가 여러가지 상황을 고려하여 설계한다. 버스와 탑재체로 이루어진 위성은 안정화 방식에 의해 회전 안정형 (또는 원통형)과 3축 안정화 방식의 위성으로 구별할 수 있다.

통신위성의 기본적인 시스템 요구조건은 운용기간 동안 정해진 영역에서 안정적인 통신 서비스를 제공함이다. 이러한 조건을 만족하기 위하여, 시스템 설계자는 위성의 통신용량, 운용환경조건, 현실적으로 적용가능한 설계.제작 기술의 존재유무, 그리고 전체 시스템 구현을 위한 비용등을 고려 해야 한다. 이와 함께 지상국 장비, 기술적 난이도 등도 위성의 소비전력 및 주파수 대역을 결정하는 인자가 될 수 있다.

통신 위성은 발사시 극심한 충격과 소음 및 진동을 받으며, 정지궤도상의 정해진 위치에 도달하

여서는 진공, 극심한 주변 온도변화, 우주 미세 입자와의 충돌등을 통상 12년 이상의 서비스 기간 동안 경험하게 된다. 그러므로 통신 위성은 일단 발사후에는 이상상태 발생시 수리가 거의 불가능한 점을 고려

하여 발사 및 우주환경에서 충분히 제 기능을 발휘할 수 있도록 설계, 제작, 시험의 전과정에 걸쳐 충분한 검토가 이루어져야 한다.

지금까지의 내용은 군사 위성, 과학 기술 위성, 기후 관측 위성등, 대부분의 위성에 일반적으로 적용될 수 있다. 그러나, 궁극적 운용 목적이 상업적 이용 추구인 상업용 통신 위성의 경우는 이와 별도로 설계 및 제작, 시험에 있어서 나름대로의 특징을 갖고 있다. 본고는 일반적인 통신위성의 시스템 설계 기법에 위성의 상업적 이용 이라는 개념을 접목시켜 소개함으로써, 위성 시스템 엔지니어링에 관심이 있는 학계와 새로운 상업 위성 사업을 계획하고 있는 산업계에 참고가 되고자 한다. 본고에서는 시스템 설계시 따르는 세부적인 이론 설명을 지양하고, 통신 위성 사업의 초기 시스템 설계 단계에서 반드시 검토하여야 할 사항들에 대한 개념 설명과 이의 효과적인 이용 방법의 제시에 초점을 맞추었다.

이를 위하여, 2장에서는 기본적인 시스템 설계 사양에 대한 기본 개념을 제시하고, 3장에서는 설계 사양 상호간의 유기적인 관계를 논의 함으로써, 위성 전체 시스템에 미치는 영향을 고찰해 보았다. 편의상 본문에서의 통신위성은 정지궤도 상업용 통신위성 또는 통신, 방송위성을 가리키며, 시스템 전체란 통신위성을 제작, 발사, 하기 위한 위성, 발사체, 및 그 부대 장비 모두를 의미한다.

II. 통신위성 시스템 설계 사양

일반적으로 통신위성의 초기 시스템 설계 사양으로서는 다음의 6가지를 들 수 있다.

- 1) 탑재체 설계 사양,
- 2) 소비 전력,
- 3) 발사 중량,
- 4) 신뢰도,
- 5) 서비스 기간 (수명),
- 6) 사업비용.

이 절에서는 개개의 시스템 설계 사양에 대한 기본적인 정의와 개념을 소개함으로써, 설계 사양 상호간의 유기적인 관계와 시스템 전체의 설계에 미치는 영향등을 논할 3장의 이해를 돕고자 한다.

2.1 탑재체 설계 사양

통신위성의 시스템 설계를 위하여 고려하여야 첫번째 항목으로 탑재체의 설계 사양을 생각할 수 있다.

아래 항목은 위성 시스템의 초기 설계 단계에서 시스템 엔지니어가 탑재체 설계시 염두에 두어야 하는 일반사항으로 각 항의 의미와 역할을 살펴보자.

- 가. 제공하고자 하는 서비스의 종류 (이동 통신, 군용 통신, 직접 위성방송, 데이터 통신등),
- 나. 통신 요구 사양 (중계기 주파수 대역폭, 위성 EIRP),
- 다. 서비스 지역 (인접 위성과의 간섭),
- 라. 지상장비
- 마. 제작상 기술적 한계성.

“가”항은 해당 위성사업을 책임지는 주체가 사업의 목적에 맞게 정의하는 사항이며, 상업위성의 경우는 서비스 수요에 대한 시장조사를 통해서 결정된다. 위성 시스템 엔지니어는 “나”항과 “다”항의 해결을 위해 우선 World Administrative Radio Conference (WARC)를 참고하는 것이 바람직 하다. 예를 들어, WARC-77 회의에서는 각국의 직접 위성 방송용 기술적 항목으로 다음 사항을 지정해 놓았다: 정지 궤도상의 위치, 채널, 서비스 지역 (안테나 Boresight 위치, 안테나 Aperture, 타원 방향), 이득, 편파, Equivalent Isotropic Radiated Power (EIRP), Protection Margin. 그러나, WARC의 규정은 의무사항은 아니며 몇몇 통신위성 프로그램은 WARC의 규정을 벗어나서 다른 국가의 서비스 지역을 탑재체의 설계 사양에 포함시킨 후, 필요시 해당국과의 조정작업에 들어가기도 한다. 지상장비에 대한 고려도 탑재체의 설계시 간과할 수 없는 사항이다. 예를 들어, 시정분석 결과 소비자가 소형의 이동식 지상 단말기를 선호하고 있다는 결론이 나왔다면 높은 EIRP를 제공할 수 있는 고전력 증폭기가 필요하며, 지상과 위성간의 통신 Link 분석 [1]을 통하여 위성 증폭기의 출력과 안테나의 이득등을 계산할 수 있다.

마지막으로 “마”항에서 제시된 제작상 기술적 한계성으로 인해 탑재체의 설계에 제한을 받는 경우를 생각해 보자. 1990년도 중반까지 발사되었던 통신위성의 대부분은 Ku 대역을 수용하였다.

이로 인해, 현재 새로운 통신 위성 운용자가 사용할 Ku 주파수 자원은 거의 고갈되었고, 신규 통신 위성 운용자는 Ka 대역을 사용하는 탑재체 설계를 요구하게 되었다. Ka 대역의 사용은 몇몇 군사위성에서 성공적으로 시도된 적이 있으나, 현재의 기술적 발전 정도로 상업적인 의미를 갖기에는 아직 미진한 점이 많다. 따라서, Ka 대역 탑재체가 제공할 수 있

는 다양한 서비스 종류에도 불구하고 가장 간단한 Bent-Pipe 형태의 서비스가 주류를 이루고 있는 실정이다.

제작상의 기술적인 한계와 탑재체 설계와의 연관성을 알수 있는 또다른 예로서 다음을 생각할 수 있다. 시스템 엔지니어는 위성의 신호 전송능력을 서비스 영역에 집중시켜, 서비스 영역 밖으로의 신호분산을 줄이고 인접위성과의 간섭을 최소화함으로써, 효율적인 주파수 Spectrum의 이용을 도모하려 함이 일반적이다. 이러한 서비스 영역은 보통 비정형이며, 그에 따른 위성 안테나 Pattern 역시, 안테나 표면을 변형(Shaping) 함으로써 정해진 서비스 영역을 되도록 정확히 Cover할 수 있다. 위의 두가지 조건을 동시에 만족시키는 빔의 형태는 변형집중빔(Shaped Spot Beam)이지만, 때로는 위성 안테나 시스템이 복잡해져서 실제 적용에 있어서는 기술적인 어려움이 따르기도 한다.

2.2 소비 전력

위성의 초기 시스템 설계단계에서 각종 시스템 설계 사양의 변화에 따른 대강의 소비 전력과 발사 무게를 예상해 보는 것이 중요하다. 그러므로 이 두가지 중요한 설계 사양을 예측하기 위한 분석 모델들이 여러 문헌의 연구 대상이었다 [2,3,4]. 분석 모델의 정확도는 기술 발전에 따른 하드웨어의 성능 변화에 대한 충분한 데이터의 확보 여부에 따라 달라질 수 있겠지만, 본고에서는 Pritchard [4]가 제안한 방법으로 분석 모델을 설명해 보고자 한다.

정지궤도상의 통신 위성은 춘·추분 시기에 가장 많은 전력을 필요로 한다 [1]. 이때의 시스템 소비전력은

$$P = P_t + P_r + P_b + P_s \quad (1)$$

P_t 는 전체 Transmitter의 DC 소비 전력으로 다음의 식으로 계산할 수 있다.

$$P_t = \sum_{i=1}^n \frac{RF_i}{\eta_i} \quad (2)$$

식(2)에서 RF_i 는 i 번째 Transmitter의 RF 전력이며, n 는 총 Transmitter의 수, 그리고 η_i 는 i 번째 Transmitter의 효율(Ku 대역 에는 약 0.6)을 나타낸다. Receiver의 DC 전력(P_r)은 전체 Transmitter의 DC 소비 전력(P_t)과 위성의 크기에 따라 결정되는 상수, a (대형위성의 경우는 1.03며, 소형 위성 또는 복잡한 중계기계에는 1.1)를 이용하여 식 (3)으로 표시

된다.

$$P_r = (a-1)P_t \quad (3)$$

나머지 원격측정 명령계, 자세 및 궤도제어계, 추진계와 열 제어계용 전력을 표시하는 P_b 는 위성 제작사의 고유치로서 통상 탑재체의 종류에 많은 변화를 받지 않는다. 마지막으로 밧데리 충전 전력, P_c 는 식 (4)로 나타낼 수 있다.

$$P_c = \frac{P_c t_c}{\eta_c t_d} \quad (4)$$

식 (4)에서 P_c 는 식 기간 동안 필요한 전력, t_c 는 총 식 경과 시간, d 는 밧데리 방전 능력 (Depth of Discharge), η_c 는 충전 효율, 그리고 t_c 는 충전 시간을 가리킨다.

2.3 발사 중량

위성의 발사 중량은 연료를 제외한 Dry Mass와 서비스 기간 동안의 자세 제어와 원격점 접화용 연료를 합한 발사 중량 (Launch Mass 또는 Wet Mass)로 나눌 수 있다. 일반적으로 연료 탱크의 최대 연료 적재 용량은 계약상의 서비스 기간을 만족하기 위하여 요구되는 연료의 양보다 크다. 전통적으로 위성 제작사는 발사체의 발사 능력을 초과하지 않는 범위 내에서 발사 직전, 연료를 가득 채우므로 시스템 설계의 초기에는 발사 중량을 Dry Mass와 총 연료 탱크 용량의 합으로 가정할 수 있다. 총 연료 탱크 적재 용량은 위성 버스의 종류에 따른 고정치이므로 발사 중량의 예측을 위하여 의미있는 것은 Dry Mass라 할 수 있다.

통신 위성의 Dry Mass (M_d)는 식 (5)에서와 같이 탑재체 중량 (M_p), 전력계의 중량 (M_b) 및 전력계를 제외한 버스의 무게 (M_r)의 합으로 표시될 수 있다. 즉,

$$M_d = M_p + M_b + M_r \quad (5)$$

식 (5)에서 M_p 는 중계기계와 안테나계 중량 및 그 밖의 탑재체 부품의 무게의 합으로서, 대부분 부품 공급업체에서 하드웨어와 함께 공급하는 규격이다. 다만, 안테나는 일반적으로 위성 서비스의 종류에 따라 다양하며, 2.1절에서 언급한 Link 분석 결과, 복사판의 지름 (D)이 구해지면 1970년대와 80년대의 데이

터로부터 경험적으로 도출된 다음 식을 이용하여 그 무게 (M_a)를 예측할 수 있다.

$$M_a = 12 + 3.5D^{2.3} \quad (C \text{ 대역}) \quad (6)$$

$$M_a = 0.9 + 3.0D^{2.3} \quad (Ku \text{ 대역}) \quad (7)$$

최근의 위성 탑재체 설계는 서비스 기능의 다양화에 따라 비교적 복잡한 안테나 시스템 (예, Shaped Reflector, Array 안테나)을 실장하는 추세이다. 그러므로 원형 복사판을 가정한 식 (6)과 식 (7)으로 정확히 안테나 무게를 구하기에는 어려움이 있으나, 위성 시스템 초기 발사 중량 예측용으로는 충분한 역할을 할 수 있다.

그림 1은 1972년부터 1982년까지 제작된 통신위성 (12 개의 회전 안정형 위성과 18개의 3축 안정형 위성)의 Dry Mass와 전력계를 제외한 버스의 무게 (M_t)의 관계를 나타낸다. 선형 관계식을 가정하고서, 그림 1의 관계는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

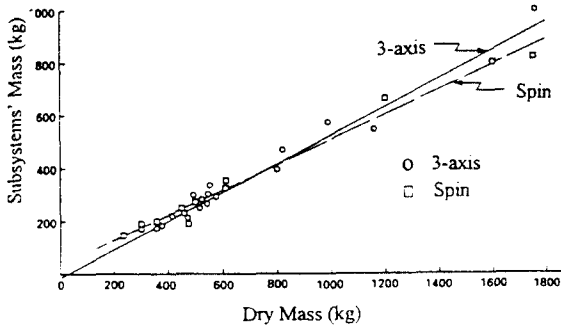


그림 1 Dry Mass와 서브 시스템 (탑재체와 전력계 제외)중량과의 관계

$$M_t = -10 + 0.5M_a \quad (3\text{축 안정화 방식}) \quad (8)$$

$$M_t = 30 + 0.45M_a \quad (\text{회전 안정화 방식}) \quad (9)$$

식 (8)과 식 (9)를 식 (5)에 대입하여 두 가지 위

성 형태에 대한 Dry Mass를 식 (10)과 식 (11)에서 구할 수 있다.

$$M_a = 2.0(M_b + M_b - 10) \quad (3\text{축안정화 방식}) \quad (10)$$

$$M_a = 1.81(M_b + M_b + 30) \quad (\text{회전 안정화 방식}) \quad (11)$$

2.4 신뢰도 (Probability of Survival)

통신 위성의 신뢰도에 관한 여러 참고 문헌에서는 일반적으로 신뢰도를 계산하는 방법론적인 설명이 주종을 이루고 있다. 통신 위성의 초기 시스템 설계를 다루고 있는 본고에서는 자세한 계산 방법의 나열을 지양하고 위성의 신뢰도에 영향을 미치는 주요 인자의 종류와 시스템 정의에서 그것들이 의미하는 바를 논의하고자 한다.

통신 위성 신뢰도 구성도를 단순화 시키면 그림 2와 같다. 전체 위성체의 신뢰도는 그림 2와 같이 모든 서브 시스템의 신뢰도를 곱하여 구한다. 신뢰도를 높이는 일반적인 방안으로는 가급적이면 1개의 부품에 각각의 부품의 기능을 통합하여 부품 수를 줄이는 방법과 마모 (Wear-out)에 강한 재료의 채택 및 설계시 Single-point Failure 부품을 제거하는 것이다. 통신 위성은 대개 수차례 우주에서의 정상 동작이 확인된 버스를 특별한 설계 요구 조건의 변화가 없이 사용하는 것이 신뢰도 측면에서 안전하므로, 1장에서 언급한 버스의 6개 서브 시스템의 신뢰도는 거의 변경되지 않는 값이라 가정하여도 무방하다. 그러므로 통신 위성의 신뢰도는 탑재체의 신뢰도에 달려 있다고 생각할 수 있다.

탑재체의 신뢰도에 가장 큰 영향을 미치는 것은 중계기 설계에서 얼마 만큼의 대체 부품 (Redundant Units)을 포함하고 있는가 하는 점이다. 설계에 따라, 여러가지 다양하고 복잡한 중계기 Redundancy 표현 방법이 있을 수 있으나 간단히 설명하면, 운용 (Active) TWTA (Travelling Wave Tube Amplifier)의 수에 대한 대체 (Stand-by) TWTA의 수 또는 그에 따른 운용 전송 경로와 사고 발생시의 대체 전송 경로의 수를 의미한다. 따라서, 사고 발생시의 대체

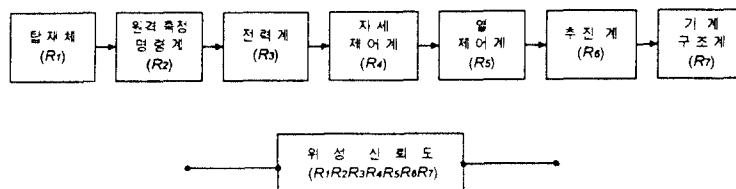


그림 2 위성신뢰도계산

통신 시나리오의 방안이 많을 수록 높은 탑재체 신뢰도를 얻을 수 있다. 위성의 신뢰도와 관련하여 특별히 강조하고자 하는 것은 방송 전용 위성의 경우는 서비스 영속성의 중요도가 지대하므로 지금까지 언급한 방안과는 별도로 위성 1기를 추가로 같은 위치에 발사하여 이상 상태 발생에 대비하고 있는 경우도 있다.

2.5 서비스 기간

위성의 수명을 결정하는 것은 위성 발사시 실패율라가는 연료의 양이다. 다시 말해, 연료가 소진되어 더 이상의 자세 및 궤도 제어를 수행할 수 없게 된 위성은 궤도에서 이탈시켜 임무를 종식 시킨다. 통신 위성의 경우, 위성 운용자로서는 수명은 곧바로 수입을 의미한다. 따라서, 위성 운용자는 발사 비용의 막대함을 고려하여 좀더 긴 서비스 기간을 제공하는 위성 제작사를 선호해 왔다.

이에 따라, 위성 제작사들은 가급적이면 부품의 수와 무게를 줄이고 높은 비추격 (Specific Impulse) 성능을 발휘할 수 있는 추력기를 개발함으로써, 절감된 양만큼의 연료를 수명 증가로 연결시키기 위해 노력해 왔다. 80년대에는 7-10년 수명의 위성이 주종을 이루었으나, 최근의 통신 위성들은 위성 설계, 제작 기술의 발달에 따라 12-15년 정도의 서비스 기간을 시스템 설계 사양으로 요구하는 것이 보통이다.

2.6 사업 비용

통신 위성을 계획하는 단계에서는 몇개의 위성 시스템 구성안에 대한 비용을 비교분석하여 최적의 사업 비용을 예측할 필요가 있다. 일반적으로 위성 제작사의 상업적인 고려와 때로는 정치적인 요소까지 끼어드는 위성사업의 특성상, 모든 경우에 적합하고 정확한 비용 산출은 거의 불가능하다. 그러나, 계획 단계에서는 다음의 일반적인 비용 모델을 생각해 볼 수 있다.

전체 시스템 비용은 크게 Non-recurring 비용과 Recurring 비용의 두가지로 나눌 수 있다. Non-recurring 비용은 여러가지 위성용 하드 웨어/소프트 웨어의 연구 개발 비용을 말하며, Recurring 비용은 발사 비용을 포함한 위성의 생산 비용을 의미한다. 전체 시스템 비용 예측 모델은 다수의 문헌에서 제안되었다 [2,3,5]. 독자는 사업의 성격에 가장 알맞다고 생각하는 모델을 선택할 수 있지만 이 글에서는 Hadfield [5]가 위성의 Recurring 비용을 예측하기 위

하여 제안한 모델을 하나의 적용 예로서 제시하였다. Hadfield는 기본적인 시스템 설계 인자와 비용과의 관계를 광범위한 위성 프로그램의 실제 비용 데이터 베이스를 이용하여 도출하였다.

이 모델에 의하면, 위성 1기를 발사하기 위한 대략적인 전체 시스템 비용은 다음식으로 부터 구할 수 있다. 전체 시스템 비용 T(백만 \$)는

$$T = 0.026 W^{2/3} \left(1 + K + \frac{H}{8000} \right) \quad (12)$$

여기서 W는 위성 발사 중량 (lb) 이며, K는 탑재체 구성의 복잡성에 따라 비례하여 커지는 상수이다. 1970년대의 위성에서는 K의 값으로 약 3정도를 주는 것이 일반적이었다. H는 법정 거리 (Statute Miles: 1 Statute Mile = 1609.3m)로 표시된 위성의 궤도 고도이다. 식 12는 앞서 제시한 여러가지 시스템 설계 사양이 전체 시스템 비용에 미치는 영향 분석등의 상세한 정보는 담고 있지 않지만, 몇개의 시스템 구성 방안에 따른 전체 시스템 비용을 간단하게 비교해 볼수 있는 장점이 있다.

III. 시스템 설계 사양 사이의 관계

2장에서 제시된 기본적인 시스템 설계 사양에 대한 이해를 바탕으로 이 장에서는 효과적인 전체 시스템 구성을 위한 설계 사양 상호간의 영향을 논하고자 한다.

3.1 발사 중량의 영향

2.3절에서 제시된 방법으로 예상 발사 중량이 구해지면, 시스템 설계자가 다음으로 수행하는 일은 해당 발사 중량을 소화할 수 있는 가장 저렴하고 안전한 발사체의 선정이다. 표 1은 현재 상업용으로 사용 가능한 발사체의 최대 발사 중량을 보여 준다. 개개의 발사체간의 정확한 발사 환경 규격 (근지점 고도, 천이궤도 경사각등)에 따라 최대 발사 능력에 있어 약간의 변화를 예상할 수 있지만, 기초 시스템 설계 단계에서 구해진 발사 중량의 실현성 여부를 판단하기에는 충분한 자료가 된다.

그럼 3을 이용하는데 있어 흥미로운 예로써, 위성체 발사 중량이 "값"이라는 특정 발사체의 최대 발사 중량을 조금 상회하는 경우를 산정해 보자. 이 경우, "값" 발사체는 이용 불가능하므로 그 보다 한 단계 높은 발사능력을 보유한 "을" 발사체를 찾아 보아야

발사체	최대 발사 중량 (kg)
Arian 42P	2,886
Arian 42L	3,435
Arian 44P	4,178
Arian 5	6,725
Atlas IIA Standard	2,794
Atlas IIAS Standard	3,384
Atlas IIAR	3,826
Long March 3B	5,000
Long March 3C	3,700
Long March 2E/PKM	3,680
Proton	4,100
Sea Launch	5,400
Delta III	3,810
II-II 4 m Fairing	3,946

표 1 발사체별 최대 발사 중량

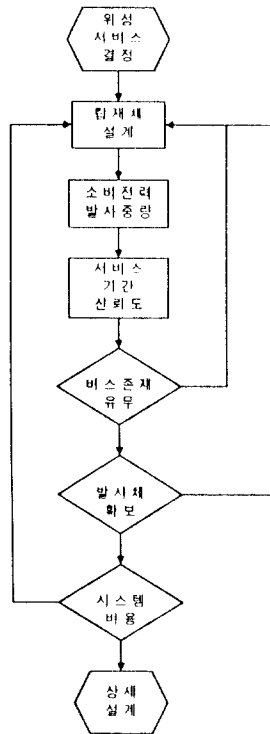


그림 3 위성시스템설계개념도

만 한다. 일반적으로 한 단계 높은 발사능력을 가진 발사체의 추가 구매 비용은 \$10,000,000 정도이다. 그러므로, 발사 비용을 가장 효율적으로 이용하는 방안은 대상 발사체가 보유한 최대 발사 중량에 가장 근접한 위성체 발사 중량을 추구하는 것이 될 수 있다.

최근에는 미 Lockheed Martin사의 Atlas II 발사체가 제공하는 Super Synchronous Orbit을 이용하는 사

례가 늘고 있는데, 이 궤도의 이용시 위성체가 정지 궤도 진입에 필요한 연료의 상당 부분을 절약할 수 있으므로 수명 연장에 큰 장점이 있다. 통상 Atlas II 발사체의 최대 발사 중량보다 위성체의 무게가 600 kg 이상 적은 경우 Super Synchronous Orbit을 이용한 정지궤도 진입이 가능하다.

3.2 신뢰도의 영향

2.4절에서 통신 위성의 신뢰도를 높이는 방법으로 충분한 대체 TWTA 설장을 제시하였다. TWTA 1기 당 가격은 대략 \$30,000이므로 탑재체 신뢰도 값을 높이기 위해 대체 TWTA의 갯수를 과도하게 늘리는 것은 발사 중량 증가 및 전체 시스템 가격 증가를 초래한다. TWTA의 제작 기술이 발전함에 따라 12-15년의 서비스 기간 내에 TWTA의 고장율이 현저히 감소하였으며, 최근의 위성 탑재체 설계에서는 과거 보다는 작은 수의 Stand-by TWTA를 설계시 고려하는 것이 추세이다.

3.3 서비스 기간의 영향

통신 위성의 막대한 발사 비용과 위성 서비스의 평균 매출 수준을 고려할때 가능한 한 긴 서비스 기간의 추구는 당연하다. 그러나 경험있는 시스템 엔지니어로서는 무조건 긴 서비스 기간의 추구만이 능사는 아니다. 계획하고 있는 통신 서비스의 종류, 위성 통신 기술의 발전 동향, 시장 분석 결과, 전체 시스템 비용등도 서비스 기간을 결정하기 위한 잣대가 됨을 염두에 두어야 한다. 예로서, 고정 위성 통신 서비스(FSS : Fixed Satellite Service)의 경우, 2.1절에서 언급한 바와 같이 Ka 대역의 기술 발전 여부에 따라 저렴하고 새로운 서비스 형태의 출현이 비교적 가까운 장래에 예상된다면, 무작정 서비스 기간을 길게 정하여 남은 기술에 길게는 15년동안 임대함으로써 소비자의 다양한 수요에 탄력적으로 대응하지 못할 우려가 있다.

전체 시스템 비용과 서비스 기간 설정과의 관계도 속고할 만한 항목 중의 하나이다. 일반적으로, 위성 무게 1 kg당 발사 비용은 \$30,000 (Arian 발사체) 이라고 산정한다. 12-15년급 위성의 경우, 일년간 위성의 자세 및 궤도 유지에 소요되는 연료의 양을 30 kg 정도라고 가정한다면, 12년에서 15년으로 서비스 기간을 상향 조정에 해당하는 발사 비용의 증가는 여유분을 고려하여 약 \$3,000,000 정도로 가정할 수 있다. 한편으로는, 이정도의 비용은 증가된 3년간의 서비스

제공에 대한 수입으로 충분히 보상할수 있다고 생각될 수도 있다. 그러나, 발사 비용 증가분의 지출은 서비스 개시전에 지불되는 비용이고, 증가된 3년간의 서비스 제공에 대한 수입은 12년 후부터 기대할 수 있다는 차이가 있다. 그 기간 동안의 인플레이션으로 인한 화폐 가치의 절하와 보통 서비스 기간 말기의 위성 서비스료는 가격 경쟁력 상실로 인한 Discount 판매가 일반적인 점을 고려할때, 무조건적인 수명 증가는 지양되어야 한다.

3.4 탑재체 설계 사양의 영향

탑재체의 설계 변경은 발사 중량 및 소비 전력과 밀접한 관련이 있다. 통신 위성 시스템 설계 단계에서 탑재체의 구성은 시장 전망에 의한 서비스 종류의 수정이나 위성 제작사와의 협상 과정에서 여러단계의 조정을 거치는 것이 보통이다. 이러한 조정 작업이 있을 때마다 탑재체의 중량은 수정이 되어야 한다. 이에 더하여 2.2 절의 내용과 같이 이러한 조정은 탑재체 소비전력의 변경과, 그에 따른 태양 전지판 크기 및 배터리 용량의 변경으로 인한 발사 중량의 변화를 의미한다. 결국 새로운 탑재체 구성은 발사 중량 및 버스의 전력계의 설계 변경을 초래하므로 위에서 언급한 총 발사 중량에 의한 발사체 선정 과정에 중요한 영향을 미칠 수 있다. 만일 탑재체의 설계 변경으로 인하여 발사 능력이 한 단계 위인 발사체를 선정해야 한다면, 전체 시스템 구성 비용의 적정성 차원에서 그 탑재체 설계는 재검토 되어야 할 것이다.

IV. 결 론

지금까지 통신 위성의 시스템 설계시 시스템 엔지니어로서 인지하고 있어야 할 기본적인 시스템설계 사양의 종류와 개념에 대해 알아 보았다. 상업용 통신 위성 사업은 경제적 이득을 목적으로 하는 만큼, 치밀한 시장 분석과 전망을 통해 운용 주체가 사업 목적에 맞는 서비스를 결정함으로써 시작할 수 있다. 원활한 사업의 구현을 위해서는 인접 위성과의 간섭, 계획한 서비스를 효과적으로 제공할 수 있는 지상 장비와 위성 통신 기술의 경제적인 확보등을 고려하여 계획하고 있는 서비스를 안정적으로 제공할 수 있는 탑재체의 설계를 실시한다.

탑재체의 설계가 완료된 다음에는 가장 경제적이고 신뢰성 높은 버스를 선택하기 위한 발사 중량 및 소

비 전력등의 검증, 그리고 이에 따른 전체 시스템 비용의 예측이 있어야 할 것이다. 그림 3은 이러한 일련의 과정을 Flow Chart의 개념을 도입하여 설명한다. 앞서 논의하였던 바와 같이 그림 3의 과정은 어떠한 시스템 설계 사양의 변화가 있을 때마다 종합적으로 전체 시스템 비용의 적절성 검증을 위하여 반복적으로 수행되어야 한다.

참 고 문 헌

1. Mark Williams, The Communications Satellites, Adam Hilger, Bristol, England, 1990.
2. J.D. Kiesling, B.R. Gilbert, W.B. Garner and W.L. Morgan, "A Technique for Modelling Communication Satellites," COMSAT Technical Review, Vol. 2, No. 1, Spring, pp. 73-103, 1972.
3. CCIR, Report of Interim Working Party, PLEN/3 XVth Plenary Assembly, Geneva, 1982.
4. W.L. Prichard, "Estimating the Mass and Power of Communication Satellites," International Journal of Satellite Communications, Vol. 2, pp. 107-112, 1984.
5. B.H. Hadfield, "Satellite Cost Estimation," IEEE Transactions Communications, Vol. COM-22, No. 10, October, pp. 1540-1547, 1977.



김 원 철

- 1996년 2월 : 한양 대학교 기계 설계학과 졸업
(공학사)
- 1988년 5월 : University of California, Berkeley, 기
계 공학과 졸업(공학 석사)
- 1991년 12월 : University of California, Berkeley, 기
계 공학과 졸업(공학 박사)
- 1992년 1월 ~ 1993년 7월 : University of California,
Berkeley, Space Science Lab, Post
Doctoral Fellow
- 1993년 8월 - 현재 : 한국 통신 위성 사업 본부 위
성 버스 팀장
- 주관심 분야 : 통신 위성 시스템 엔지니어링