

論文

지상 정찰을 위한 임시 위성군집궤도 설계

김해동*, 방효충**

Temporary Satellite Constellation Design for the Ground
Reconnaissance Mission

Hae-Dong Kim* and Hyochoong Bang**

ABSTRACT

In this paper, the authors introduced a new approach to find the target orbits of each satellite in order to establish a temporary reconnaissance constellation mission to minimize the average revisit time (ART) while satisfying the constraint on fuel limit. Two distinct problems are dealt with: the first is to reconnoiter the local area with discriminating fuel constraint. the second is to reconnoiter ground moving target with same fuel constraint. A preliminary effort in applying a genetic algorithm to those problems has also been demonstrated through simulation study. The results show that current ARTs of each mission are reduced by 41% and 42%, respectively, by relocating the orbit of each satellite. Naturally, the final result may depend on satellite orbits, sensor characteristics, allowable fuel cost, thruster capability, and maneuver strategies.

초 록

본 논문에서는 현재 궤도상에서 운용중인 위성들을 특정 임무수행을 하도록 각 위성들을 허용된 추진제량을 초과하지 않는 범위 내에서 궤도기동을 통해 재배치함으로써 일시적인 위성군집궤도를 형성하기 위한 목적궤도 설계기법을 소개하였다. 설계기법의 응용성을 확인하기 위해 본 연구에서는 두 가지 문제, 즉 각각 위성들에 대한 허용 추진제량이 모두 다른 경우 지상의 특정 지역을 정찰하는 문제와 지상을 지속적으로 이동하는 이동 물체를 동일한 허용 추진제량을 가진 위성들을 이용하여 정찰하는 문제를 다루었다. 유전 알고리즘을 이용한 접근방법의 유효성을 검증하기 위해 시뮬레이션을 수행하였으며, 결과적으로 현재 궤도배치 상에서 획득할 수 있는 평균재방문주기에 비해 재배치된 궤도상에서의 평균재방문주기가 각각 41%, 42% 감소함을 알 수 있었다. 제안된 방법에 의한 결과는 궤도조정 방법, 궤도상황, 센서 특성, 허용 추진제량, 그리고 추력기의 성능에 따라 다소 달라질 수 있다.

Key Words : Reconnaissance(정찰), Genetic Algorithm(유전 알고리즘), Temporary Satellite Constellation(임시 위성군집궤도)

1. 서 론

† 2009년 7월 30일 접수 ~ 2009년 10월 28일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 우주응용미래기술센터
교신저자, E-mail : haedkim@kari.re.kr

대전시 유성구 과학로 115번지

** 정회원, KAIST 기계항공시스템학부 항공우주공학과

위성군집궤도(Satellite Constellations)는 GPS (Global Positioning System)와 같은 전 지구적인 서비스를 제공함에 있어 매우 유용한 궤도운용

형태이다. 위성군집궤도를 설계하는 방법으로 Walker 설계방식이 전통적으로 이용되어 왔으며, 주로 극궤도(Polar Orbit)를 이용하면서 Walker 방식과는 다르게 비대칭적(Non-symmetric)으로 위성들을 분포시키는 Polar/Non-Symmetric 설계 방식, 몰리나(Molniya)와 같은 고타원형 궤도와 적도궤도를 혼용하는 타원형 군집궤도 설계방식(Elliptical Orbit Constellation) 등이 있다[1]. 최근 들어서는 회전기준 좌표계(Rotating reference frame)을 이용하여 모든 위성들이 우주공간 상의 궤적이 반복되도록 닫힌 상대궤적(Closed-loop relative trajectory)을 가지는 Flower 위성군집 설계방식이 선보여지고 있다.

한편, 성긴 커버리지(Sparse Coverage) 위성군집궤도는 궤도형태 상의 타입에 따르기 보다는 위성군집을 이용한 관측형태가 연속적이지 않고, 위성 배치가 궤도면상에서 고르게 분포되지 않는 경우를 통칭하는 것으로, 실제 위성군집 궤도를 설계함에 있어 GPS 시스템과 같이 연속적인 관측이나 통신을 서비스하는 경우가 아니면 효율적인 위성군집궤도로서 활용할 수 있다. 예를 들어 고도 700km 상에서 전 지구를 커버하는 연속적인 관측시스템 혹은 통신시스템을 구축하기 위해 군집궤도를 고전적인 Walker 방식에 의해 설계한다면 최소 40개 이상의 위성이 소요된다[2]. 하지만, 대부분의 지구관측 임무의 경우 관심지역이 북반구에 국한되거나, 일부 지역인 경우, 또는 활용할 수 있는 위성 개수가 제한적인 경우 연속적인 위성군집 궤도에 소요되는 위성 개수보다 상대적으로 적은 개수로 임무를 충족시킬 수 있는 성긴 위성군집궤도를 사용하게 된다.

이처럼 관측이 불연속적이고 궤도면 상의 위성개수 분포가 불균일할 경우 요구되는 임무를 충족할 수 있는 위성군집 궤도를 해석적으로 설계하기는 용이하지 않다. 더욱이 군집궤도를 이루는 위성들의 관측폭, 센서 특성 등 관측기기가 서로 다른 경우에는 해석적으로 설계하기가 더욱 어려워지게 된다. 이러한 점들 때문에 성긴 위성군집궤도 설계를 위해 유전 알고리즘(GA, Genetic Algorithms)을 이용한 시도가 지속적으로 이루어지고 있다[2,3,4]. 이들 연구에서는 단일 혹은 복수개의 임무요구조건을 충족하기 위한 기존의 Walker 방식의 군집궤도를 설계함에 있어 효율성을 향상시키거나, 동일 궤도상에 동일 관측기기를 가정한 후 설계를 시도하고 있다. 즉, 현재까지 연구들은 대부분 요구되는 임무를 만족하기 위해 개발 시 임무설계 단계로 수행하고자 함이며, 기존 발사된 위성들과의 연계를 통한 새

로운 위성 군집궤도 형성 혹은 설계에 대해서는 연구가 미흡한 실정이다. 이를 반영한 유사한 연구는 참고문헌 [4]에서 수행된 적이 있으나, 이 연구에서는 기존 운영 중인 위성 군집궤도상에 새로운 위성들을 추가함으로써 주어진 임무 성취도를 어느 정도 향상시킬 수 있는지에 대해 중점을 두었으며, 기존 위성 군집궤도를 구성하는 위성들의 재배치를 통해 획득할 수 있는 임무 성취도에 대한 평가는 시도되지 않았다.

국내에서 수행된 위성군집궤도 설계에 관한 연구들은 주로 위성통신 서비스를 위한 목적이었으나[5,6], 저자들은 참고문헌 [7]에서 국내외에서 기존 위성군집궤도 연구에서 다루지 않은 문제, 즉 현재 궤도상에서 운용중인 위성들을 임시적으로 하나의 위성군집궤도로 엮어 특정 임무를 수행하도록 각 위성들을 궤도기동을 통해 재배치를 수행하는 최적화 기법을 유전 알고리즘을 이용하여 새롭게 제안한 바 있다. 특히, 궤도기동 수행으로 인한 추진제 소모에 대한 제한조건을 초과하지 않는 범위내에서 임무 성취도가 향상되도록 가중치(Weighting factor) 부가를 통한 벌점 전략(Penalty strategy)을 채택하였다. 기존 연구에서는 각 위성별로 궤도조정 시 허용되는 추진제량이 모두 동일하다고 가정하였다.

본 논문에서는 기존의 연구결과를 통해 제안된 접근방법을 위성의 지상정찰(Ground Reconnaissance) 문제에 있어 두 가지 새로운 문제에 응용한 결과를 제시하였다. 두 가지 문제는 다음과 같다. 첫째, 각각 위성들에 대한 허용 추진제량이 모두 다른 경우 지상의 특정 지역을 정찰하는 문제[8]와 둘째, 지상을 지속적으로 이동하는 이동물체에 대해 동일한 허용 추진제량을 가진 위성들을 이용하여 정찰하는 문제를 다루었다. 본 논문에서 제안된 문제들은 각각의 위성들의 궤도조정 결과에 따라 전체 위성들의 커버리지(Coverage) 목적 성취도를 제한된 추진제 소모량을 만족하도록 평가하는 작업을 무수하게 반복, 수행해야 하는 작업이라는 점과 각각의 위성들의 궤도특성과 센서특성들이 다르다는 점에서 해석적인 접근은 거의 불가능하다[7].

본 논문에서 소개된 유전 알고리즘을 이용한 위성군집궤도 재배치 최적화 기법은 현재 운용 중인 위성들을 긴급하게 하나의 일시적인 위성군집궤도로 엮어 전략적으로 응용하는데 적용될 수 있다. 즉, 군용 혹은 정찰용으로 운용중인 개개의 위성들이 각각 별도의 임무와 센서를 가지고 서로 다른 궤도상에서 군집궤도와는 무관하게 운용할지라도, 유사 시 기술적인 목적으로 전환하고

자 할 경우 사용가능한 추진제량을 고려하면서도 요구 목적을 만족하는 일시적인 성긴 위성군집궤도를 설계할 수 있다.

II. 본 론

2.1 문제 I : 고정된 지상목표 정찰

본 연구에서 풀고자 하는 첫 번째 문제는 다음과 같다. 현재 우주상에서 운용 중인 전술위성이 4개이며, 이들 위성들은 목적에 따라 모두 다른 궤도상에서 서로 다른 센서를 탑재하고 있다고 가정하였다. 표 1에서 보는 바와 같이 각 위성들은 모두 반복지상궤적(Repeat Ground Track, RGT)를 가진 태양동기궤도상에서 운용되고 있다. 즉, 각 위성들은 제각각 궤도특성에 따라 전 지구적인(Global) 촬영임무를 부여받고 있다고 가정하였다.

따라서, 이들 4개의 위성들은 발사 시 어떠한 위성군집궤도 형태로 사용할 목적이 없었음을 의미한다. 각 위성들의 궤도와 센서 특성들은 표 1과 같다. 표 1에서 보는 바와 같이 각 위성들은 서로 다른 궤도에서 서로 다른 목적으로 임무를 수행하고 있음을 알 수 있다. 위성 1 (SC#1)은 광학카메라, 위성 2 (SC#2)와 3 (SC#3)은 적외선 카메라, 그리고 위성 4 (SC#4)는 SAR(Synthetic Aperture Radar)를 장착한 것으로 가정하였으므로, 광학카메라 이외의 센서들은 모두 주야 관측이 가능하다. 각 위성들의 센서들은 각각 30도, 55도, 30도, 30~70도의 관측폭을 가지고 있는 것으로 가정하였다.

이들 4기의 위성들이 현재 궤도상에서 하나로 엮어진 군집궤도라고 가정하고 목표지점(그림 1에서의 Target, 북위 37.9도, 동경 128도)을 관측하는 평균재방문주기(ART, Average RevisitTime)는 계산하면 14780.62초이다. 이 값은 궤도,

표 1. 궤도 특성

Orbit Elements	SC#1	SC#2	SC#3	SC#4
a(km)	7063.265	7063.265	7266.459	6928.114
e	0			
i(deg)	98.132	98.132	98.987	97.597
RAAN(deg)	81.557	121.557	54.057	9.057
ω (deg)	0			
TA(deg)	4.911	20.446	172.330	241.428
RGT(day)	28	28	1	28
LTAN	10:50AM	13:30AM	09:00AM	06:00AM

센서 특성, 및 목표지점의 위치에 따라 크게 달라질 수 있다.

본 연구에서는 이들 위성들이 특정 목표지점을 5일 동안 관측하도록 각각의 목표궤도(Target orbit)를 설계한 후 이들 위성들로 임시로 엮어진 위성군집궤도의 평균재방문주기를 최소화하는 문제를 풀고자 하였다. 각 위성들의 궤도기동 시 허용되는 추진제 소모량은 각각 10kg, 80kg, 100kg, 50kg으로 위성에 따라 차등을 주었다. 각 위성들의 추력기는 모두 비추력 205s, 추력 17.25N 으로 동일하다고 가정하였으며, 궤도기동 시 위성체 중량은 780kg으로 동일하다고 가정하였다.

또한, 위성들의 기존 임무들이 지속적인 관측을 위해 반복지상궤적(Repeat Groundtrack)을 가지고 있으므로, 일시적인 궤도기동을 통한 임시 위성군집궤도 상의 임무 종료 시 표 1에서 보여지는 각각의 당초 임무궤도로 재 전환한다고 가정하였으므로 궤도기동 시 목표궤도의 설계 요소는 커버리지 특성에 가장 많은 영향을 미치는 장반경(Semi-major axis)과 승교점 경도(RAAN, Right Ascension and Ascending Node)만을 우선 고려하였다. 경사각과 이심률도 커버리지 특성에 영향을 미치나 모두 고려할 경우 추진제 소모량이 현저하게 증가하므로 평균재방문주기에 우선적으로 영향을 미치는 두 궤도요소만을 변수로 설정하였다. 또한, 당초 각각 임무궤도로 복귀 시 소모되는 추진제량은 총 중량 대비 충분한 여유가 있다는 가정을 두었으므로, 본 연구에서는 귀환을 위한 궤도기동에 대해서는 고려하지 않았다. 추진제 소모량 계산에 영향을 미치는 궤도기동기법은 고전적인 Hohmann 궤도조정방법을 이용하여 장반경 방향과 승교점 경도 방향으로 순차적으로 궤도조정을 수행하는 것으로 가정하였으며, 궤도기동 자체의 최적화 방법은 본 연구에서는 고려하지 않았다. 전술적인 목적의 궤도기동에 있어 궤도조정 기법의 최적화와 임시 임무 종료 후 당초 궤도로의 회기를 위한 궤도기동 포함문제도 중요하므로 이에 대한 고려는 차후 연구에서 다룰 예정이다.

2.2 문제 II : 이동하는 지상물체 정찰

본 연구에서 풀고자 하는 두 번째 문제는 다음과 같다. 첫 번째 문제와 마찬가지로 현재 우주상에서 운용 중인 전술위성이 4개이며, 궤도특성은 표 1과 동일하다고 가정하였다. 단, 문제 I과 달리 각 위성들은 모두 동일한 촬영성능 및 관측폭을 가진 SAR를 장착하고 있으며, SAR의

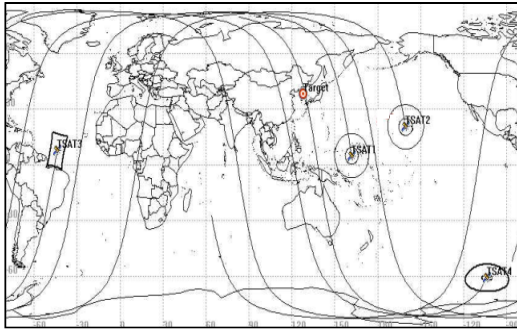


그림 1. 현재 궤도형태 및 지상 목표지점

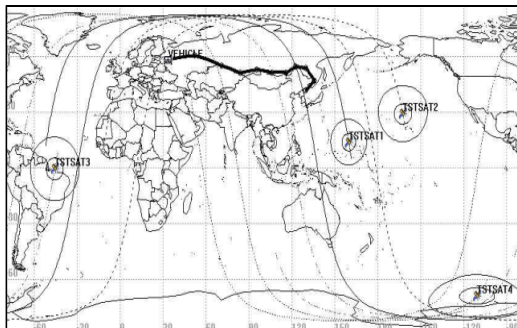


그림 2. 위성 궤적 및 지상물체 이동경로

특성 상 시선각 20도~50도 사이에서만 유효한 영상을 획득하는 것으로 가정하였다.

지상목표물체(Vehicle)는 그림 2에서 보는 바와 같이 러시아 서남단에서 북한으로 일정 경로(그림 2에서 북반구상의 굵은 실선)를 따라 시속 80km로 계속 진행하는 것으로 가정하였으며, 이 물체의 이동시간인 2009년 7월 1일 00시부터 7월 5일 08:23:49(UTC) 까지를 임시 정찰기간으로 가정하였다. 각 위성들이 궤도수정을 위해 사용가능한 연료는 모두 동일하게 100kg으로 가정하였다. 추력기 성능 및 궤도조정 방법은 문제 I과 동일하다. 또한, 문제 I과 동일하게 궤도요소 중 장반경과 승교점 경도만 목적궤도 설계를 위한 변수요소로 가정하였다.

표 1에서의 현재 궤도상에서 어떠한 궤도변경 없이 지상이동물체를 4기의 위성이 하나의 위성군집제도라고 가정하고 정찰할 경우 계산된 ART는 3883.8초이다.

2.3 접근방법

본 연구에서 적용한 유전 알고리즘은 자연계에서 생명체가 적자생존의 원리에 의해 진화한다는 이론을 응용하여 초기집단(Initial Population)

을 무작위로 선택한 이후 선택(Selection), 교배(Crossover) 및 돌연변이(Mutation) 과정을 거치면서 최소한 국소 최소점(Local Minima)에 해당하는 해를 추정할 수 있는 장점을 가지고 있다. 특히, 타 최적화 알고리즘과 비교 시 다양한 응용문제에 있어 상대적으로 전역(Global) 최소점 혹은 최대점에 다다른 특성이 뛰어난 것으로 연구되어지고 있다[9].

본 연구에서 구현한 유전 알고리즘 기반의 최적화 프로세스는 Matlab® 유전 알고리즘과 궤도 예측 및 커버리지 특성 계산을 위한 AGI社의 STK/COV® S/W를 이용하였다. 또한, 유전 알고리즘과 커버리지 소프트웨어 간의 통신 위한 매개프로그램(Intermediary)과 궤도기동에 의한 추진제량 계산루틴은 Matlab®을 이용하여 구성하였다. 구현된 프로세스의 알고리즘 흐름도는 그림 3과 같다.

그림에서 보는 바와 같이 현재 운용 중인 위성들의 궤도요소에 유전 알고리즘에 의해 선택된 랜덤 변위 (초기집단)를 더한 초기해 (장반경 및 승교점 경도)를 구한 후 궤도기동 직후시점부터 임시 임무기간까지 궤도예측을 통해 각 위성들로부터 획득할 수 있는 평균 재방문주기를 평가한다. 이와 동시에 궤도기동에 따른 추진제량을 평가하여 벌점함수가 부가되는 정도를 평균 재방문주기와 함께 평가한 후 더 이상의 목적함수(Fitness Function) 개선이 허용범위(Tolerance)내에서 없거나 최대 세대수(Max. number of generation)에 도달할 때 프로세스는 종료하도록 하였다. 만일 프로세스 종료 기준을 만족하지 않으면, 유전 알고리즘에 의해 선택, 교배 및 돌연변이 과정을 수행한 후 새로운 초기변위를 기존 궤도요소에 부가하여 새 궤도까지의 궤도기동요소모되는 추진제량과 궤도예측을 통한 ART를 새롭게 계산하여 재평가를 하게 된다.

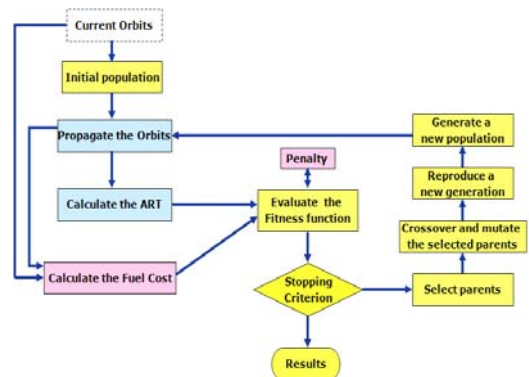


그림 3. 알고리즘 순서도

평균재방문주기만을 목적함수 f 로 하는 경우에는 추진제 소모량의 제한조건 초과 여부에 대한 평가를 할 수 없으며, 특히 본 연구에서 가정 한 차등적인 추진제 허용량의 만족여부를 판단하기 어려우므로, 목적함수에 가중치를 통한 벌점 전략을 채용하였다. 즉, 각 위성마다 주어진 허용 추진제 소모량을 2배 초과하는 경우, 2배미만 초과하는 경우, 그리고 초과하지 않는 경우에 따라 가중치(weighting, c_i)를 각각 10, 5, 0을 부가하도록 함으로써 유전 알고리즘 프로세스에 따라 갱신되는 해들이 허용된 추진제량을 만족하는 방향으로 추종하도록 하였다.

[문제 I 접근전략]

문제 I에서 적용된 목적함수는 다음 식 (1)과 같다. 연고자 하는 목적은 ART의 최소화이므로 1일 86400초에 대해 나눈 값을 목적함수로 구성하였다. 한편, 연료에 대한 제한조건을 만족하도록 하기 위해 벌점함수를 각 위성별로 부가하였다. 이 전략은 저자들의 선행연구의 목적함수 및 벌점 구성과 동일하다. 단, 궤도기동에 따른 추진제량을 계산할 때, 각 위성마다 다르게 허용된 추진제량을 고려할 수 있도록 그림 3에서의 연료 계산루틴을 일부 수정하였다. 부가되는 벌점은 현재 궤도상에서 평균재방문주기를 고려할 때 0.1 수준이므로 주어진 제한조건 초과로 인한 벌점 10, 5의 값은 유전 알고리즘이 다음 세대에서의 해를 갱신함에 있어 상대적으로 크기 때문에 적정하다(벌점 10은 수렴 시 계산되어지는 목적함수값 0.1 근처에 비해 100배의 벌점을 부가하는 셈). 첫 번째 문제를 풀기위한 목적함수 및 벌점 전략은 다음 식 (1)과 같다.

$$f = \left(\frac{ART}{86400} \right) + c_1 + c_2 + c_3 + c_4 \quad (1)$$

[문제 II 접근전략]

두 번째 문제를 풀기위한 목적함수 및 벌점 전략은 다음 식 (2)와 같은데, 전체 구성내용은 문제 I에서의 목적함수 (1)식과 동일하다. 하지만, 문제 I과 달리 현재 궤도상에서 4기의 위성들이 모두 동일한 SAR 센서를 탑재함에 따라 문제 I 보다 지상물체에 대한 관측범위가 증가하게 되어, 초기 세대부터 GA의 ART 추정값이 0에 가까운 값을 가지게 된다. 이 경우 추진제 허용량에 대한 제한조건을 벌점을 통해 부과하더라도 GA가 더 넓은 해집단을 생성하지 않으려고 하기 때문에, 식 (2)에서 보는 바와 같이 계산되는 ART 값에 100을 곱함으로써 GA가 추진제 제한

조건을 벗어날 경우 부가된 벌점에 민감하도록 하였다.

$$f = 100 \times \left(\frac{ART}{86400} \right) + c_1 + c_2 + c_3 + c_4 \quad (2)$$

유전 알고리즘의 운영자(Genetic Operator)들의 방법들은 기존 연구[7]에서 유사 문제에 대한 시뮬레이션을 통해 적절한 방법으로 선택된 조합, [Remainder Selection, Two-point Crossover, Uniform Mutation(rate=0.01)]을 기본적으로 사용하였다.

문제 I의 경우 표 2에서 보는 바와 같이 세 가지 케이스로 시뮬레이션을 하였는데, GA 파라미터 중 집단 초기범위(Initial range of population)는 장반경과 승교점 경도를 모두 0~1km, 0~1도로 상대적으로 매우 작은 집단 초기범위를 부가한 CASE 1, 그리고 각각 0~200km, 0~20도로 상대적으로 매우 큰 값을 설정한 CASE 2를 시뮬레이션 하였다. 마지막으로 기존 선행연구[7] 결과, 첫 번째 알고리즘 수행을 통해 얻은 해를 두 번째 수행의 초기집단(Initial Population)로 두고 반복하는 방법이 효과적이었으므로 CASE 2의 결과를 초기해로 하여 CASE 2와 동일한 집단 초기범위를 부가한 CASE 3을 수행하였다. 기존 선행연구를 통해 반복법을 이

표 2. 문제 I의 케이스 별 GA 파라미터

CASE	GA Parameters
1	Generation=150, Population Size=20 Initial Range[km, deg]=[0~1, 0~1]
2	Generation=150, Population Size=20 Initial Range[km, deg]=[0~200, 0~20]
3	Generation=150, Population Size=20 Initial Population from the result of CASE 2 Initial Range[km, deg]=[0~200, 0~20]

표 3. 문제 II의 케이스 별 GA 파라미터

CASE	GA Parameters
1	Generation=100, Population Size=10 Initial Range[km, deg]=[0~200, 0~20]
2	Generation=100, Population Size=10 Initial Range[km, deg]=[0~100, 0~10]
3	Generation=200, Population Size=10 Initial Range[km, deg]=[0~200, 0~20]
4	Generation=100, Population Size=10 Initial Range[km, deg]=[0~100, 0~10] Initial Population from the result of CASE 3
5	Generation=100, Population Size=20 Initial Range[km, deg]=[0~100, 0~10] Initial Population from the result of CASE 4
6	Generation=100, Population Size=20 Initial Range[km, deg]=[0~1, 0~1]

용한 이유는 GA 특성 상 초기집단을 특정한 값으로 정하지 않는 경우에는 GA 특성 상 랜덤한 값을 생성하게 되며, 그 범위는 집단 초기범위에 큰 영향을 받는다. 초기집단은 주어진 문제의 초기 추정해(Initial guess)로부터 출발하는 것이 좋으나, 본 연구에서 풀고자 하는 문제들의 경우에는 앞서 언급한 것처럼 해석방법을 통해 초기 추정해를 계산하기가 매우 어렵기 때문이다.

문제 II의 경우 표 3에서 보는 바와 같이 세대수(Number of Generation), 집단 초기범위, 그리고 집단크기(Population Size) 등의 조절을 통해 모든 위성들이 동일하게 허용된 추진제량을 초과하지 않으면서 임시 위성군집궤도에 의한 ART가 최소화되도록 시뮬레이션을 수행하였다.

문제 I과 II에서 각 위성들이 목적 (ART의 최소화)을 이루고자 수행할 임시적인 궤도기동의 크기에 대한 초기 계산이 용이하지 않으므로, 주어진 추진제 허용량 대비 상대적으로 작은 장반경 및 승교점 경도 범위로부터 상대적으로 매우 장반경 및 큰 승교점 경도 범위까지 단계를 두어 적용하고자 하였다. 이를 통해 허용된 추진제량 대비 초기 허용범위의 정도(Order)에 따른 수렴 속도 및 목적함수 최소화 방향에 대해 평가를 하고자 하였다.

또한, 본 논문에서는 GA 파라미터 중 집단크기는 문제 I과 II에 대해 각각 20과 10을 부가하였다. 이는 GA의 단점인 수치계산속도가 타 알고리즘 보다 느리기 때문에 이에 영향을 크게 줄 수 있는 집단크기를 찾고자 하는 변수의 크기(본 논문에서는 총 8개 변수)에 비해 가능한 적게 부가하고, 대신 타 파라미터들을 조절함으로써 전역해를 찾는 데 영향을 주고자 하였다.

III. 시뮬레이션 결과 및 정리

3.1 문제 I

시뮬레이션 결과는 다음 표 4와 같다. 표에서 CASE 1은 기존 연구[7]에서 적용한 기본 조합을

이용한 결과인데, CASE 2와 달리 집단 초기범위가 상대적으로 매우 작은 경우이다. 이 경우 모든 위성들이 주어진 추진제 허용량을 초과하지는 않았으나, 성취된 ART는 현재 위성 궤도상에서 획득할 수 있는 값보다 약 3,300초 정도 감소하는데 그쳤으며, 소모된 추진제량들이 모두 제한 범위에서 다소 마진을 많이 남긴 경우가 많음을 알 수 있었다. 이는 집단 초기범위가 추진제 허용 가능한 범위내의 목표궤도 보다 상대적으로 매우 작기 때문에 별점을 얻지 않았으므로 ART를 적극적으로 최소화하는 방향으로 목표궤도를 찾지 않았기 때문이다.

CASE 2의 경우는 집단 초기범위가 추진제 허용범위 보다 상대적으로 크게 부가됨으로써 추진제 허용범위 최대치 밖에서부터 목적함수를 최소화함과 동시에 제한조건을 만족하는 범위안으로 목적궤도를 찾기 시작하였다. 최종 획득된 ART는 CASE 1에 비해 8797초로 크게 줄었으나, SC#1의 경우 허용된 추진제 소모량 10kg을 크게 초과한 490kg을 사용하므로 제한조건을 위배하였다는 의미에서 수렴하지 않았다고 볼 수 있다.

CASE 2의 결과를 토대로 SC#1의 추진제 소모량을 감소시킴과 동시에 ART를 최소화하기 위해 CASE 2의 결과를 초기해로 하여 2차 반복을 수행하였다. 이를 통해 얻은 CASE 3의 결과는 ART를 8760초로 더욱 감소시킴과 동시에 2, 3, 4번 위성(SC)의 추진제 소모량을 현저히 변화시키지 않는 범위 내에서 SC#1의 추진제 소모량을 제한조건인 10kg 미만을 충족하도록 하는 목표궤도를 찾아냈음을 알 수 있다. CASE 3을 통해 당초 궤도상에서의 ART보다 최대 약 41% 감소시킴을 알 수 있다.

3.2 문제 II

표 5는 문제 II의 시뮬레이션 결과를 보여주고 있다. CASE 1은 장반경과 승교점 경도의 집단 초기범위를 각각 200km, 20도로 매우 크게 부가한 경우인데, 현재 위성궤도 상에서의 ART인 3883.8초 보다 1678초 감소한 2205.8초의 ART

표 4. 문제 I 시뮬레이션 결과

CASE	SC#1	SC#2	SC#3	SC#4	Fitness Value	ART (second)	Converged?
	(Used fuel, kg)						
1	2.392	52.119	98.584	17.164	0.133	11497.6	Yes
2	490.821	64.240	70.779	34.786	10.102	8797.7	No
3	6.548	64.238	70.953	45.797	0.101	8760.8	Yes

표 5. 문제 II 시뮬레이션 결과

CASE	SC#1	SC#2	SC#3	SC#4	Fitness Value	ART (second)	Converged?
1	42.52	20.58	173.03	198.65	12.553	2205.8	No
2	81.39	117.93	12.27	67.16	7.699	2332.5	No
3	87.88	97.12	135.19	135.73	12.518	2176.0	No
4	87.88	97.00	40.98	135.73	7.44	2108.6	No
5	92.92	88.94	35.96	98.62	2.609	2254.6	Yes
6	18.36	15.73	1.06	1.18	2.746	2372.5	Yes

를 얻었지만, 3번과 4번 위성이 허용된 추진제량을 초과하였으므로 결과적으로 수렴하지 않았다. 그림 4는 CASE 1의 세대(Generation)에 따른 목적함수값의 변화를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 초기 세대에서 목적함수값이 37로부터 시작하여 22까지 급하게 감소하였으나, 세대수가 53이 될 때까지 변화가 없다. 이후 목적함수값이 약 12에서 최대 세대에 다다를 때까지 더 이상의 개선이 이루어지지 않음을 알 수 있다.

CASE 2에서 집단 초기범위를 각각 100km, 10도로 줄였으나, 역시 2번 위성이 허용된 추진제량을 초과하였으며, CASE 3에서는 CASE 1의 조건에서 세대수를 100에서 200으로 증가시켜 수렴하는 해를 찾고자 하였으나, ART가 2176초로 CASE 1보다 다소 감소하였으나 수렴하지는 못했다. 그림 5와 6은 CASE 2와 3의 목적함수값 변화를 보여주고 있다. 그림 5와 6을 통해 CASE 2와 3의 차이를 볼 수 있는데, 차이점은 CASE 2의 경우 세대 4에서부터 목적함수값이 7 부근에 1차 도달한 후 세대가 종료될 때까지 목적함수값의 개선이 전혀 이루어지지 못하고 있다는 점이다. 이는 CASE 2의 경우 초기 세대에서부터 목적함수값에 비해 급하게 줄어들었으므로 GA가 목적함수값을 개선하고자 하는 방향으로 찾고자 하는 노력을 기울이지 않았기 때문이다. 그림 4

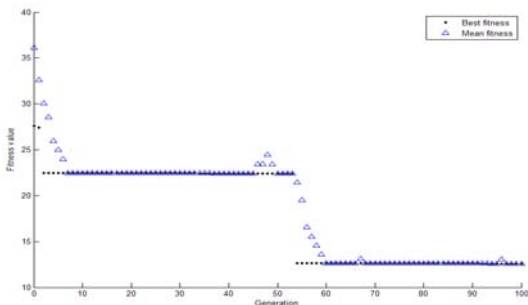


그림 4. 문제 II - CASE 1 목적함수값 변화

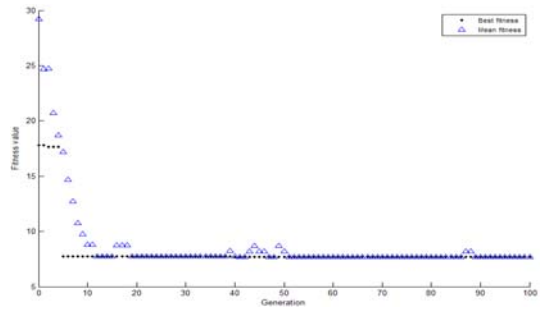


그림 5. 문제 II - CASE 2 목적함수값 변화

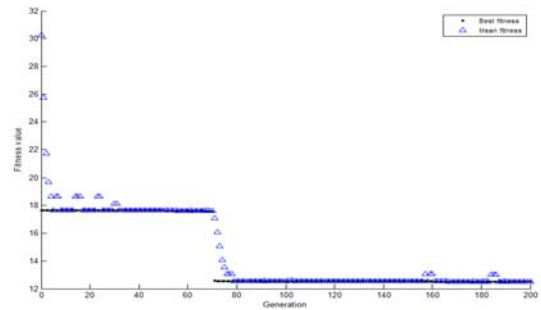


그림 6. 문제 II - CASE 3 목적함수값 변화

와 6의 경우 목적함수값의 세대별 진행 유형이 유사한데, 이는 3번, 4번 위성들에 대한 추진제 허용량을 초과하지 않는 방향으로 장반경과 승교점 경도 증분을 찾지 못하고 있기 때문이다. 특히, 그림 6의 경우에는 주어진 GA 파라미터를 가지고 세대수를 증가시키더라도 목적함수값이 5 이하를 가지도록 수렴이 되지 않고 있음을 알 수 있다.

CASE 4는 CASE 3의 결과를 초기집단으로 설정하여 시뮬레이션을 한 결과이며, 그림 7에서 보는 바와 같이 초기에 목적함수값이 CASE 1~3보다 급격하게 감소함에도 불구하고, 세대 4회 이후로는 정체되는 모습을 보여주고 있다. 이는 GA의 단점으로 초기에 급격하게 목적함수값을

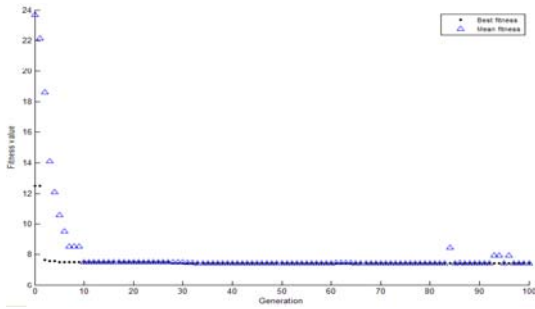


그림 7. 문제 II - CASE 4 목적함수값 변화

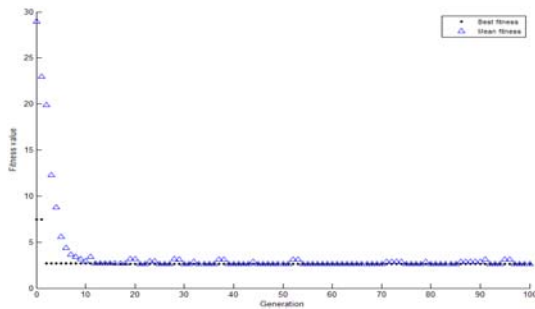


그림 8. 문제 II - CASE 5 목적함수값 변화

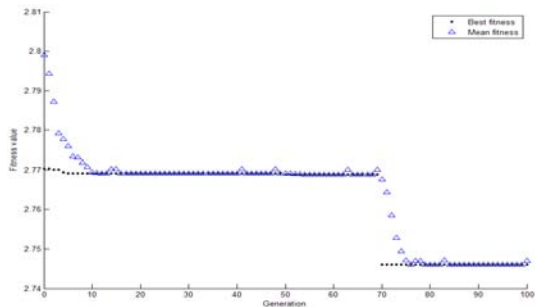


그림 9. 문제 II - CASE 6 목적함수값 변화

얻게 되면 현재 해집단으로부터 멀리 떨어진 다른 초기해를 생성하여 목적함수를 갱신하고자 하는 시도를 통한 시 하기 때문이다. 이를 지양하고자 할 경우에는 돌연변이 비율을 조정하거나 선택, 교배의 방법들을 조정하는 등 또 다른 GA 환경 셋팅을 시도해야 한다.

CASE 5에서는 수렴 가능한 조건을 만들기 위해 다시 CASE 4의 결과값을 초기집단으로 하되, 집단크기 크기를 10에서 20으로 증가시켰다. 표 4에서 보는 바와 같이 ART는 2254.6초로 CASE 1의 결과와 유사하면서 모든 위성이 추진제 허용량을 초과하지 않는 수렴성을 보여주고 있다. 이를 통해 당초 궤도상에서의 ART에 비해 약 42%

감소시킬 수 있음을 알 수 있었다.

한편, CASE 6은 집단 초기범위를 장반경, 승교점 경도 모두 0~1km, 0~1도로 매우 작은 범위를 지정하고, 집단크기를 20으로 부가한 결과를 보여주고 있다. 이 경우에는 모든 위성들이 허용된 추진제량을 초과하지 않기 때문에 수렴한다고 볼 수 있으나, ART가 2372.5초로써 다른 CASE 들보다도 오히려 큰 것을 알 수 있다. 이는 다시 말해 집단 초기범위를 허용 추진제량에 비해 상대적으로 작게 부가 시 집단크기를 증가시킬 경우 수렴은 가능할 수 있으나, 목적함수 성취도 관점에서는 적절한 전략이 아님을 의미한다. 그림 8과 9는 CASE 5와 6의 목적함수값의 변화를 보여주고 있다. 그림 8의 경우 CASE 4를 통해 얻은 해를 초기집단으로 이용하였으므로 초기 세대가 3이 됨과 동시에 목적함수값은 5이하의 수렴값으로 빠르게 감소함을 볼 수 있다. 목적함수값 5 이하는 모든 위성들이 허용된 추진제량을 초과하지 않으면서 별점을 받지 않은 값이다. 한편, 그림 9에서는 집단 초기범위가 허용 추진제량을 소모하기 위한 장반경이나 승교점 경도 증분보다 상대적으로 작은 경우이기 때문에 처음 생성되는 초기 해집단은 수렴가능한 영역에서만 나타남을 볼 수 있다. 결국 별점을 받은 만큼 현재 해집단으로부터 또 다른 영역에서 해집단을 생성하고자 하는 노력을 하지 않고 있음을 알 수 있다.

3.3 정리

본 논문에서 제시한 두 가지 문제에 대한 시뮬레이션 결과들은 다음과 같이 정리할 수 있다.

1. 문제 I에서 제한조건으로 추진제량이 각 위성마다 서로 다른 경우 집단 초기범위를 크게 부가하되, 수렴을 위하여 반복법을 이용하는 것이 효과적이다.
2. 문제 I에서 집단 초기범위를 허용 추진제량에 비해 상대적으로 작게 부과할 경우 수렴은 하나, 목적함수의 최소화는 크지 않다.
3. 문제 II의 경우 세대수 보다 집단크기가 더 영향을 미친다.
4. 문제 II의 경우 반복법을 이용하는 것 보다 집단크기를 조정함으로써 목적함수 최소화와 빠른 수렴속도를 동시에 얻을 수 있다.
5. 문제 I과 II 모든 경우에 있어서 집단 초기범위를 허용된 추진제량에 비해 상대적으로 매우 적게 부과할 경우 수렴은 가능할 수 있으나, 목적함수 성취도 관점에서는 비효율적이며, GA 셋팅 및 파라미터 조절에 대한 더 많은 노력이 필요하다.

상기 정리결과와 저자들의 선행연구[참고문헌 7] 결과와 비교해보면, 반복법이 응용문제의 경우에 따라 수렴속도 대비 반드시 효과적인 것은 아님을 알 수 있으며, 응용문제에 따라 세대수의 조절보다는 집단크기가 수렴여부에 더욱 민감할 수 있음을 알 수 있다. 그럼에도 불구하고, 집단 초기범위는 추진제량이라는 제한조건에 비하여 상대적으로 크게 부과한 후 수렴할 수 있도록 GA 파라미터를 조절하는 전략이 본 연구들을 통해 다른 "위성을 이용한 일시적인 감시, 정찰 임무를 위한 군집궤도 설계"에 공통적으로 유용함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 현재 궤도상에서 운용중인 위성들을 임시적으로 위성군집궤도로 엮어 활용하기 위해 제한된 추진제 사용 허용범위 내에서 궤도기동을 하기 위한 목적궤도를 설계할 수 있도록 하는 유전 알고리즘을 적용한 최적화 방법을 소개하였다. 기존 연구를 통해 제안된 접근방법의 응용성을 확인하기 위해 두 가지 지상목표물에 대한 정찰문제를 제시하고, 수렴하기 위한 유전 알고리즘의 파라미터 조정 및 반복수행법을 이용한 시뮬레이션 결과를 보였다. 시뮬레이션 결과, 유전 알고리즘 내의 운영자들의 적절한 조합 및 반복수행법을 통해 단일 목적함수를 최소화 시킬 수 있고 동시에 별점함수 이용으로 차등적인 혹은 동등한 제한조건을 만족시킬 수 있음을 증명하였다. 본 연구 결과를 통해 저자들의 기 선행 연구로부터 제시한 전략이 위성을 이용한 지상정찰 및 감시문제 전반에 걸쳐 유용하게 응용 및 활용할 수 있음을 증명하였다.

추후, 커버리지(Coverage) 목적과 수렴성을 동시에 만족하면서 GA의 단점 중 하나인 수치계산상의 효율성을 증대시키기 위해서는 집단 초기범위와 초기집단을 상대적으로 간략한 또 다른 수치해석적인 방법을 통해 대략적으로 찾는 후 전역 수렴성을 보장하기 위해 GA를 이용하는 Hybrid 방식의 접근방법에 대해 연구할 필요가 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- 1) Wertz, J. R., *Mission Geometry: Orbit and Constellation Design and Management*, Microcosm Press, 2001.
- 2) Lang, T. J., "A Parametric Examination of Satellite Constellations to Minimize Revisit Time for Low Earth Orbits Using a Genetic Algorithm", *Paper No. AAS-01-345*, 2001.
- 3) Crossley, W. E., and Williams E. A., "Simulated Annealing and Genetic Algorithm Approach for Discontinuous Coverage Stellite Constellation Design", *Eng. Opt.*, 2000, Vol. 32, pp. 353-371.
- 4) Schiff, C., and Mailhe, L., "INDRA/COV:A New Tool for Optiminization of Constellations Coverage Statistics", *Proceedings of 16th International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2001.
- 5) 류동영, 서윤경, 승성표, "위성통신 서비스를 위한 저궤도 위성군 설계", *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, 2000, pp. 123-126.
- 6) 이상현, 박병운, 김도윤, 기창돈, 백복수, 이기훈, "한국형 지역 위성 통신항법시스템의 위성 궤도설계에 관한 연구", *한국항공우주학회지*, 제 33권 제7호, 2005, pp. 51-58.
- 7) Kim, H. D., Bang, H., and Jung, O. C., "Genetic Design of Target Orbits for a Temporary Reconnaissance Mission", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 46, No. 3, May-June, 2009, pp. 725-728.
- 8) 김해동, 방효충, "유전 알고리즘을 이용한 전술위성 군집궤도 최적화", *한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집*, 2008, pp. 938-941.
- 9) Goldberg, D. E., *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, Addison-Wesley, 1989.