

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.7.590>

전기추진 항공기 설계를 위한 사이징 방법 연구

황호연*, 남태우**

Aircraft Sizing Methods for the Design of an Electrically Propelled Aircraft

Ho Yon Hwang* and Taewoo Nam**

ABSTRACT

In this research, generalized sizing methods were studied that can be applied to an aircraft which uses solar cell or fuel cell as energy sources. To consider multiple propulsion systems and energy resources, multiple power paths were modeled and the weight of consumable and non-consumable energy was reflected in the weight change calculation for each mission segments. In the constraint analysis, power to weight ratio was selected instead of thrust to weight ratio and used in the sizing process of balancing power and energy.

초 록

본 논문에서는 태양전지나 연료전지와 같은 전기 에너지를 사용하는 항공기에 적용할 수 있는 일반화된 사이징 방법에 대해 연구를 수행하였다. 다중 추진 시스템이나 에너지원이 사용되는 경우를 고려하여 다중 동력경로를 모델링하였고 소모성 에너지와 비소모성 에너지 중량을 각 임무 단계의 중량변화 계산에 반영하였다. 구속조건 분석에서 기존의 추력 대 중량비 대신 동력 대 중량비를 선택하여 동력 균형 및 에너지 균형을 사이징 과정에 사용하였다.

Key Words : Aircraft Sizing(항공기 사이징), Propulsion(추진), Solar Cell(태양전지), Fuel Cell(연료전지), HALE(고고도 장기체공), Pollution(대기오염)

1. 서 론

1.1 전기 에너지원 항공기

지금까지 대부분 항공기들은 탄화수소계열의 연료를 연소시키는 내연기관의 엔진을 동력으로 사용하였다. 몇 가지 시도가 이루어졌지만 항공기가 다른 에너지원이나 다른 동력발생 장치로부터

더 만족할만한 동력을 얻을 수 없었다.

항공기 추진시스템의 대체에너지원 중 상상이 가능한 것 중 하나는 원자력 에너지이다. 원자력을 동력으로 하는 터보제트 항공기의 개발은 미공군에서 진행한 항공기 추진을 위한 핵에너지(NEPA: Nuclear Energy for the Propulsion of Aircraft) 프로젝트를 시작으로 미국 원자력위원회(AEC, Atomic Energy Commission)와 미공군 관리하에 항공기 핵추진(ANP: Aircraft Nuclear Propulsion) 프로그램이 추진되었으나⁽¹⁾ 1961년 3월 28일, 미국 케네디 대통령의 프로그램 취소 명령이 내려졌고, 그때까지 거의 15년 동안 약 10억불이 핵추진비행체 개발에 투입되었다.

† 2012년 4월 5일 접수 ~ 2012년 7월 2일 심사완료

* 정회원, 세종대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail: hyhwang@sejong.ac.kr
서울시 광진구 군자동 98

** ASDL, Georgia Institute of Technology, USA

다른 에너지원으로 태양광을 사용하는 항공기는 군용과 민간용으로의 잠재적인 가능성으로 지난 수십년 동안 여러 기관들의 주목을 받아왔다. 1981년 7월 7일, 폴 맥크리디(Paul MacCready) 박사팀의 솔라챌린저(Solar Challenger)는 태양력만으로 영국해협을 건넜다. 이 연구팀은 또한 빔출력을 사용하는 추진개념을 도입하였다.

이러한 잠재력이 동기가 되어 20년 전 여러 나라의 연구자들은 방출마이크로파를 사용한 다양한 모델들을 만들었다. 그러나 멀어질수록 소멸하는 마이크로파의 특성 때문에 목표물까지 전달되는 동력이 거리 증가에 상응해서 감소하는 결과가 나타났다. 대체에너지원 개발에 있어서 이러한 모든 노력에도 불구하고 실용적이거나 다양한 종류의 자원을 동력으로 하는 충분한 성능을 가진 비행체는 개발되지 않았고 기존 내연추진 엔진은 항상 우위를 차지하였다.

그러나 수십 년 동안의 에너지저장과 변환 기술의 발전과 축적을 통해 대체에너지원과 혁신적인 추진시스템은 다시금 주목을 받게 되었다. 원자력에너지는 우주탐사뿐만⁽²⁾ 아니라 장기체공정찰비행을 위한 동력원으로 구상되어졌고⁽³⁾, 빔에너지 또한 고고도 비행선과 지구 밖 로보탐사선 및 비행체를 포함하는 다양한 잠재적인 항공우주 응용 분야에서 다시 연구되었다. 최근 고도 96,500피트의 새로운 기록과 통신위성으로 대체 가능성이 있는 AeroVironment사(社)의 Helios와 같이 고고도 장기체공을 위한 연구로 태양광 에너지 또한 지속적으로 연구되어 왔다. 연료전지는 이미 NASA에서 모든 유인 우주왕복선의 전기 동력시스템으로 사용되고 있으며, 최근 몇 년 동안 동력과 동력밀도가 상당히 개선되어 항공분야에서도 사용이 고려되기 시작하였다. 이러한 대체 에너지원과 혁신적 추진시스템 연구는 엔진 배출물이 환경에 미치는 영향에 대한 우려가 증가함에 따라 그 필요성이 증대되고 있다. 1998년부터 1년 동안 NASA Langley 연구센터와 Glenn 연구센터의 공동연구로 비전형적 추진시스템으로 구동되는 탐사비행체에 관한 기체 배출물과 소음감소에 관한 연구가 진행되었다.

저소음 친환경 항공기(QGT: Quiet Green Transport) 연구의 일환으로 초기 연구 중 하나인 혁신적 항공우주 시스템 개념(Revolutionary Aerospace System Concepts) 프로그램이 착수되었다. 이러한 움직임을 기반으로, NASA는 최근 운송시스템 프로그램(Vehicle System Program)하에 4개의 거대한 프로젝트 중 하나로 궁극적으로 '무(無)공해 배출 항공기'를 추구하는 저공해 배

출 에너지동력(Low Emission Alternative Power) 프로젝트를 추진하였다. 최근의 유가의 가파른 증가와 함께 기술발전예 따른 대체에너지 비용의 지속적인 감소로 인하여 실현 가능한 대체에너지원이 도래하고 있다.

마지막으로 증대되는 국가 에너지안보에 대한 우려로 여러 나라 정부가 에너지 수입 의존성을 줄이고 지속가능한 에너지원의 개발을 위한 첨단 연구를 지원하고 있다.

이렇게 대체추진시스템의 해석과 설계를 다루는 주목할 만한 연구들이 진행되었음에도 불구하고 대부분의 전체 시스템 수준의 연구는 간단하게 전형적인 추진시스템 아키텍처를 혁신적 항공기에 적용해왔다. 이렇게 제한적일 수밖에 없는 이유는 기존의 항공기 사이징 방법이 대체에너지를 포함하는 혁신적인 항공기 개념에 바로 적용되지 않기 때문이다. 대부분 최근 시스템 수준의 연구는 항공기 사이징을 따로 하지 않고 기존과 다른 추진시스템이 항공기의 성능에 미치는 영향을 조사하여 왔다. 소음 친환경 항공기(QGT)⁽⁴⁾ 연구는 기존의 동력 항공기 사이징과 다른 두 가지 특별한 구성 사례를 보여주는데 수소연료 엔진이 날개에 설치된 전형적인 주익-미익 형상과 수소연료전지를 동력으로 하고 동체와 주익이 곡선으로 이어지는 혼합날개동체(blended wing body) 형상의 개념이다. 이러한 형상의 항공기를 해석하기 위하여 기존의 사이징 프로그램인 FLOPS(Flight Optimization System)의 상당한 수정이 이루어졌다.

항공기 사이징은 내부 레이아웃과 비용분석, 시스템 효과 분석처럼 대부분의 설계와 분석활동의 필수 과정이기 때문에 시스템 수준의 연구에 중요한 요소이다. 예를 들어 항공기 사이징 결과의 하나인 추력과 요구동력의 초기 추정은 특히 새로운 엔진 시스템이 개발되는 경우 엔진 회사의 예비조사를 위한 기본 입력요소이다. 그러나 다양한 임무를 수행하는 전기추진과 같은 새로운 동력의 비행기에 응용할 수 있는 포괄적이고 체계적인 사이징방법은 아직 완전히 개발되지 않았다.⁽⁴⁾ 이러한 동기로 본 논문에서는 기존과 다른 에너지를 사용하는 항공기에 적용되는 일반적인 사이징 방법에 대해 연구를 수행하였다.

II. 일반화된 사이징 기법의 기초

2.1 전통적인 사이징 방법

전통적인 항공기 사이징 방법⁽⁶⁾⁻⁽⁷⁾ 의한 항공

기 사이징의 목적은 최적 항공기 설계보다는 오히려 '사이즈'라는 단어 그대로의 의미에 따르면 두 가지 크기가 결정되는데 날개 면적에 의해 결정되는 기하학적 크기와 엔진 추력에 의해 결정되는 추진력의 크기이다. 즉, 항공기 사이징은 요구추력과 사용 가능한 추력 사이의 균형과 요구 연료와 사용가능 연료 사이의 균형 설정에 의해 결정된다.

추력 균형은 구속조건 분석으로 알려진 과정에 의해서 구해진다. 이륙활주거리와 상승률, 가속, 선회, 접근속도를 포함하는 대부분의 공기역학적 성능 요구조건은 해수면에서 추력 대 중량비 (T/W), 주어진 항공기 형상에 대한 익면하중 (W/S), 추력 저하 형태, 비행 조건의 함수로 표현할 수 있다. 따라서 각 성능 요구사항을 나타내는 구속조건 곡선을 통해 가능한 해의 영역을 확인할 수 있다.

여분의 추력은 추진시스템 중량과 이륙 총 중량을 증가시키기 때문에 일반적으로 추력 대 중량비(T/W)와 익면하중(W/S)의 최적 값은 가장 작은 추력 대 중량비의 위치에서 구해진다. 연료 균형은 임무 분석에 의해 구할 수 있는데, 이 임무 분석은 분할된 임무 구간에서 모든 중량비를 계산하여 요구 연료비를 결정한다. 이륙 총중량으로 표준화된 무차원 매개변수 사용의 장점은 동력과 연료 균형이 항공기 중량과는 독립적인 분석에 의해 이루어진다는 것이다. 따라서 구속조건 분석 및 임무 분석은 되풀이할 필요가 없고, 반복과정은 중량추정 모듈 내부로 제한될 수 있다. 이러한 이점은 뚜렷하지 않을 수 있지만, 최적화 문제나 확률적 시뮬레이션 같은 응용에서는 중요하게 나타난다.

두 가지 분석 결과는 중량 추정모듈로 다시 보내진다. 이러한 정보를 중량 반복식과 결합하여 이륙 총중량을 얻는다. T/W와 W/S 값과 이륙 총중량 값이 구해지면 추력 및 날개 면적을 구할 수 있다(Fig. 1).

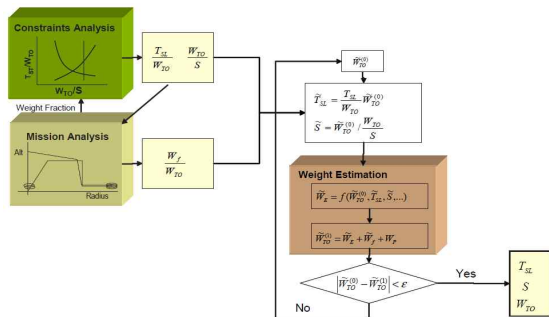


Fig. 1. Iterative process of T/W, W/S in sizing

2.2 기초식

위에서 설명한 전통적인 항공기 사이징 방법의 전반적인 과정을 비전형적 유형의 에너지를 사용하는 혁신적인 항공우주 비행체에 적용하기 위해서는 사이징 식들의 수정이 필요하다.

2.2.1 일반화된 추진시스템

추진시스템은 에너지 변환의 연속과정을 거쳐 추진력을 생산하는 장치이다. 일반적으로 이 과정은 마하수나 고도, 주변 온도와 같은 운영 상태와 시스템 설계변수의 영향을 받는다. 전통적인 공기 흡입 연소 엔진의 추력손실과 연료소모율에 관한 것은 잘 알려져 있어서 항공기설계 엔지니어들은 엔진 내부의 에너지 변환 과정의 모든 세부사항을 추적할 필요가 없고 추력손실과 연료소모율, 임무 요구사항에 따라 달라지는 최적의 엔진과 엔진 사이클을 잘 선택하여 기 구축된 기록 데이터를 토대로 개념적인 엔진의 스케일을 정할 수 있다.

그러나 전기추진과 같은 새로운 추진 시스템에 대한 연구가 지속적으로 진행되에도 불구하고 추진 시스템의 추력과 연료 소모성과의 스케일링 법칙들은 잘 구축되어 있지 않다. 연료전지 시스템의 사이징 과정은 다학제간 연구를 필요로 하며 추진 시스템 모델링에 좀 더 일반적인 기법이 필요하다.

일반화된 모델링을 위해서는 시스템을 세분화할 필요가 있다. 추진 시스템은 Fig. 2에 묘사된 것과 같이 동력 생성과 동력 변환장치의 연속적인 시스템이며 동력 발생장치(PGD: power generation device), 동력 변환장치(PTD: power transformation device), 동력 출력장치(POD: power output device)로 분류된다. 따라서 대부분 출력 동력과 연료소모, 시스템의 중량, 항공기 사이징을 고려한 추진 시스템의 변수들은 구성요소의 변수들인 에너지원의 비에너지(specific energy), 각 동력장치의 비동력(specific power), 각 동력장치의 효율에 영향을 받는다. 비에너지 ν_E 는 단위 중량당 에너지이고 비동력 ν_{DV} 는 단위 중량 장치 당 발생하는 출력 동력의 양이다. 장치효율인 η 는 각 장치마다 입력 에너지와 출력 에너지의 비이다.

따라서 최종 추진동력 P 는 아래와 같이 주어진다.

$$P = \eta_n \eta_{n-1} \cdots \eta_1 \eta_0 P_o = \Pi(\eta) P_o \quad (1)$$

여기서 Π 는 변수와 연관된 모든 값들을 곱하는

곱셈 연산자이고, P_0 는 에너지원으로부터 초기 입력동력이다. 따라서 연료소모 \dot{W}_F 는 아래와 같다.

$$\dot{W}_F = - \frac{P}{\nu_F \Pi(\eta)} \quad (2)$$

최종적으로 동력시스템의 중량은 다음과 같다.

$$W_{PD} = \sum_{k=1}^{n_{PD}} W_{PD_k} = \sum_{k=1}^{n_{PD}} \frac{P}{\nu_{PD_k} \Pi_{n \rightarrow k}(\eta)} \quad (3)$$

대부분의 항공기 추진 시스템들은 엔진 블리드 공기(Bleed air)와 기계적 동력의 추출을 통하여 냉각시스템, 유압시스템 및 전기적인 시스템과 같은 하위 시스템에 필요한 동력을 공급한다. 동력 추출로 인한 손실을 파악하기 위해, 이전 식에서 약간의 수정이 필요하다. 만약 P_{ext} 를 k 번째 동력장치에서 추출한다면, 동력장치의 수정된 효율 η'_k 는 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\eta'_k = (\eta_k - \gamma) \quad (4)$$

여기서 γ 는 동력 장치의 추출된 동력과 입력동력의 비이다.

2.2.2 다중 동력경로의 고려

항공기에 다중 추진 시스템이나 다중 에너지원이 사용되는 경우 다중 동력경로를 고려한 좀더 일반화된 사이징 방법이 필요하다. 4개의 프로펠러 엔진과 2개의 터보제트 엔진이 장착된 공중 급유기 KB-50J와 같은 몇몇 항공기들을 제외하고, 대부분의 기존 항공기들은 단일 엔진 또는 여러 개의 동일 엔진이 장착되어 있다. 따라서 전형적인 항공기들의 가용추력과 연료 소모는 한 가지의 엔진 데크(deck)에 의해 결정되지만, 다른 종류의 추진시스템과 에너지원이 장착되고 각 추진 시스템의 동력기여도가 비행조건에 따라 달라진다면, 전통적인 사이징 공식은 제대로 적용될 수 없다.

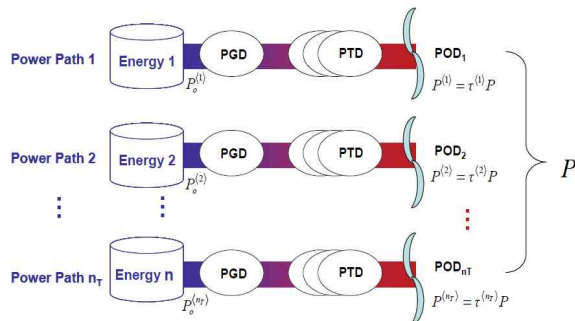


Fig. 2. Multiple power-paths

다중동력 또는 에너지원에 관한 수학적 표현은 동력경로(power path)의 개념을 도입하여 전개할 수 있다. 동력경로란 일련의 에너지 변환 과정에 따라 생성되는 동력 장치의 집합이다(Fig. 2). 항공기는 다중 에너지원 및 에너지 변환장치로 이루어진 각기 다른 동력경로 n_T 에 의해 동력을 얻는다. 따라서 항공기의 가용 동력은 각각의 동력경로로부터 구한 동력의 합으로 표시될 수 있다.

$$P = \sum_{i=1}^{n_T} p^{<i>} \quad (5)$$

이 식은 동력 분할 계수, $\tau^{<i>}$ 를 도입하여 표현할 수 있다.

$$p^{<i>} = \tau^{<i>} P \quad (6)$$

$$\sum_{i=1}^{n_T} \tau^{<i>} = 1, \text{ and } \tau^{<i>} > 0 \quad (7)$$

에너지원의 초기 입력동력 $p_0^{<i>}$ 는 다중 에너지 변환과정을 통해 최종 추진력으로 변환된다. 최종 출력동력은 각 변환과 관련된 손실을 반영하여 효율과 $p_0^{<i>}$ 의 곱으로 나타낸다.

$$p^{<i>} = \Pi_{\eta}^{<i>} p_0^{<i>} \quad (8)$$

식을 더 간단히 하기 위해 각 동력경로마다 기준 동력(reference power)을 정한다. 기준 동력은 해수면(sea level)을 기준으로 에너지원으로부터 초기 입력동력 $p_{0_{SL}}$ 의 최댓값에 대해 동력손실 비인 α 를 사용하여 나타낼 수 있다.

$$p_0^{<i>} = p_{0_{SL}}^{<i>} \alpha^{<i>} \quad (9)$$

마지막으로 식 (6)과 (8), (9)를 조합하면

$$p_{0_{SL}}^{<i>} = \frac{\tau^{<i>} P}{\Pi_{\eta}^{<i>} \alpha^{<i>}} \quad (10)$$

2.2.3 다중 에너지원의 고려

임무를 수행하기 위해 항공기에는 반드시 충분한 연료가 탑재되어야 한다. 전형적으로 저장되는 에너지는 탄화수소 계통의 연료이고 비행동안 소모된다. 그러나 배터리나 핵에너지 같은 몇몇 새로운 에너지원은 에너지 전환 과정동안 일정하게 중량이 유지될 것이다. 본 연구에서 소모성 에너지(consumable energy)는 전통적인 탄화수소 계열 연료로부터 동력생성이 되는 동안 중량이 감소하는 에너지원으로부터 얻는 에너지로 정의

한다. 비소모성 에너지는 배터리와 인력(human power) 또는 핵에너지와 같은 동력 생성과정에서 에너지원의 중량이 일정하거나 무시할 수 있을 정도로 변화가 없는 에너지원으로 정의한다. 일반화된 식을 만들기 위해 항공기가 소모성 또는 비소모성 에너지를 가진 다중 동력경로를 가졌다고 가정하면 탑재된 총 저장된 에너지 E 는 두 가지 종류의 에너지의 합이다.

$$E = \sum_{i=1}^{n_{CE}} E_{CE}^{<i>} + \sum_{j=1}^{n_{NE}} E_{NE}^{<j>} \quad (11)$$

여기서 n_{CE} 는 소모성 에너지의 동력 전달 경로의 개수이고, n_{NE} 는 비소모성 에너지 동력 전달 경로의 개수이다. 따라서 기체에 저장되는 총 에너지 무게는 다음과 같다.

$$W_{energy} = W_{CE} + W_{WE} = \sum_{i=1}^{n_{CE}} E_{CE}^{<i>} + \sum_{j=1}^{n_{NE}} E_{NE}^{<j>} \quad (12)$$

위의 공식은 에너지 유형이 아닌 동력경로의 관점에서 에너지 무게가 계산되는 것을 나타낸다. 예를 들어 JP-8이 전기 모터와 프로펠러에 동력을 공급하는 연료전지 시스템과 전형적인 제트 엔진에 모두 사용된다면 이 시스템은 두 개의 동력경로를 가지고 있으며, 각각 두 동력경로에 요구되는 연료중량은 분리되어 계산하여야 한다.

이러한 동력장치와 연관된 에너지원은 비동력과 비에너지와 관련하여 각기 다른 특성을 가지고 있다. 항공기 중량을 줄이기 위해 높은 비동력과 비에너지가 항상 요구되지만, Fig. 3에서 묘사되듯이 자연의 법칙은 하나의 에너지원이 두 가지 특성을 모두 좋게 갖도록 허락하지 않았다.

일반적으로 높은 비에너지는 비행거리와 체공 시간에 유리하고, 높은 비동력은 기동능력에 유

리하다. 다중 선택이 가능하다면 설계자들은 다른 종류의 동력장치와 에너지원을 적절히 섞어 추진 시스템을 최적화하기를 원할 것이다. 예를 들어, 임무 중 순간적으로 높은 동력이 필요한 기동을 하는 항공기 사이징의 경우, 높은 비동력을 내지만 상대적으로 낮은 단위에너지를 가진 부스터 시스템을 추가로 사용하는 것이 단독의 에너지원 추진시스템을 사용하는 것보다 더 좋은 접근일 것이다. 그러나 비용뿐만 아니라 복잡한 시스템에 따른 생산성과 신뢰성 및 유지보수에 미치는 영향 등을 고려하여 결정하여야 한다.

2.2.4 중량 미분방정식

다중경로를 고려한 일반화된 개념의 에너지 식 이외에 중량 구성식과 중량 미분방정식도 대체에너지원의 사용으로 인해 좀 더 일반화되도록 수정이 요구된다.

$$W = W_E + W_{PL} + W_{CE} + W_R \quad (13)$$

여기서 W_{PL} 은 유상하중, W_R 은 에너지 변환 후 부산물의 중량이며, 비소모성 에너지 중량은 공허중량(W_E)에 포함된다. 식 (13)으로부터 시간변화에 따른 기체무게의 변화량 미분방정식은 아래와 같다(보존 부산물 중량은 연료소모에 따른 중량 감소에 비례한다고 가정).

$$\dot{W} = \dot{W}_{CE} + \dot{W}_R \quad (14)$$

$$\dot{W}_R = -\mu \dot{W}_{CE} \quad (15)$$

여기서 μ 는 보존 부산물 대 소모 연료비이다. 식 (15)에 식 (14)를 대입하면

$$\dot{W} = (1 - \mu) \dot{W}_{CE} \quad (16)$$

시간에 따른 기체중량 변화와 소모성 에너지 중량과의 관계를 나타내는 상수 k 를 도입하면

$$\dot{W} = k \dot{W}_{CE} \quad (17)$$

$$k = 1 - \mu \quad (18)$$

여기서 k 는 주어진 에너지 변환 과정의 특성에 의해 결정되는데 기존 내연기관 엔진의 경우 k 는 1이다. Helios처럼 항공기가 태양전지나 재생 연료전지라면 기체중량은 연료소모에 따라 달라지지 않기 때문에 $k=0$ 이다. 외부 산소를 유입하여 수소를 태우고 물을 저장하는 무배출항공기는 기체중량이 늘어나고, 따라서 k 는 음의 값을 갖는다. 만약 기체가 다중 동력 경로로부터 동력을 얻는다면, k 는 아래의 식으로 구할 수 있다.

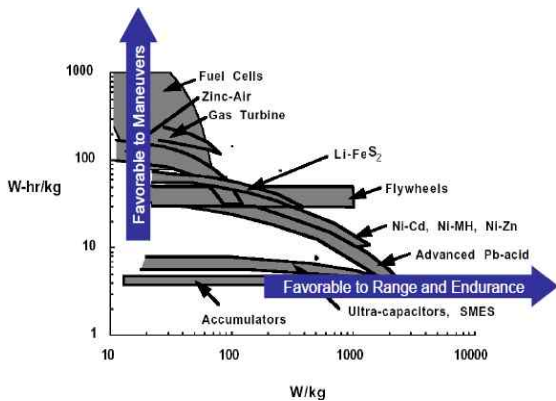


Fig. 3. Comparison of specific energy and specific power for various power source technologies [8]

$$k = \sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{1 - \mu^{<i>}}{\sum_{ii=1}^{n_{CE}} \frac{\tau^{<ii>} \nu^{<ii>} \Pi^{<ii>}}{\tau^{<i>} \nu^{<i>} \Pi^{<i>}}} \quad (19)$$

III. 일반화된 사이징 기법 수식화

3.1 구속조건 분석

항공기 운동 방정식은 다음과 같다.

$$(T - (D + R))V = W \frac{dh}{dt} + \frac{W}{g_0} \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2} \right) \quad (20)$$

여기서 T 는 추력, D 는 기본 항력, R 은 다른 외부요소들의 장작으로 발생하는 추가항력이다. h 는 비행고도, V 는 비행속도, g_0 는 중력가속도이다.

위의 식을 사용하여 Mattingly는 다음과 같이 익면하중(W/S)과 추력 대 중량비(T/W) 사이의 관계를 나타내는 일반적인 구속조건 방정식을 유도하였다.⁽⁷⁾

$$\frac{T_{SL}}{W_{TO}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + C_{D_0} + \frac{R}{qS} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right\} \quad (21)$$

여기서 β 는 중량비이며 α 는 추력손실, q 는 동압(dynamic pressure)이다. K_1 은 2차 항에 대한 drag polar 항력계수이고, K_2 는 1차 항에 대한 drag polar 항력계수이다. C_{D_0} 는 영양력(zero lift) 항력계수, n 은 하중배수이다. 추력 T 를 P/V 로 대체하면 위의 추력기반 방정식은 아래와 같이 동력기반 방정식으로 다시 표현된다.

$$\frac{P}{W_{TO}} = \beta \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + C_{D_0} + \frac{R}{qS} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right\} V \quad (22)$$

위 식에 다른 동력경로를 택하는 경우인 식 (10)을 대입하면, 본 연구에서 제안하는 새로운 구속조건 방정식이 만들어진다.

$$\frac{p_{\sigma_s}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta}{\Pi_{\eta}^{<i>} \alpha^{<i>}} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{TO}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + C_{D_0} + \frac{R}{qS} \right] + \frac{1}{V} \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right\} V \quad (23)$$

각각의 성능 요구에 해당하는 가정을 위의 식에 적용하는 경우, 그에 상응하는 축소된 형태의 구속조건식을 유도할 수 있다(Table 1).

설계점을 선택하는 방법은 전통적인 방법과 유사한데 다른 점이 있다면 추력 대 중량비(T/W) 대신에 동력 대 중량비(P/W)가 선택된다는 것이다. 그러나 항공기가 다중 동력경로로부터 동력을 얻는다면 즉, 동력경로 만큼 많은 구속조건 분석 영역이 존재한다면 설계점 선택과정은 더욱 복잡해진다. 다중 동력경로 시스템의 구속조건 분석의 예를 Fig. 4에 나타내었다. 추진시스템은 전체 임무를 수행하는 동안 동력을 공급하는 첫 번째 동력경로와 이륙, 상승, 실패근접(missed approaches), 위급상황에서 첫 번째 동력을 증가시키는 두 번째 동력경로로 구성된다. 첫 번째 동력경로의 설계점은 가장 낮은 동력 대 중량비에서 선택된다. 두 번째 동력경로의 설계점은 반드시 a-a 수직선상에서 결정되어야 하는데 항공기의 익면하중이 반드시 모든 구속조건 분석영역 안에 있어야 하기 때문이다. b-b선에서 익면하중이 선택된다면 두 번째 동력경로의 동력 대 중량

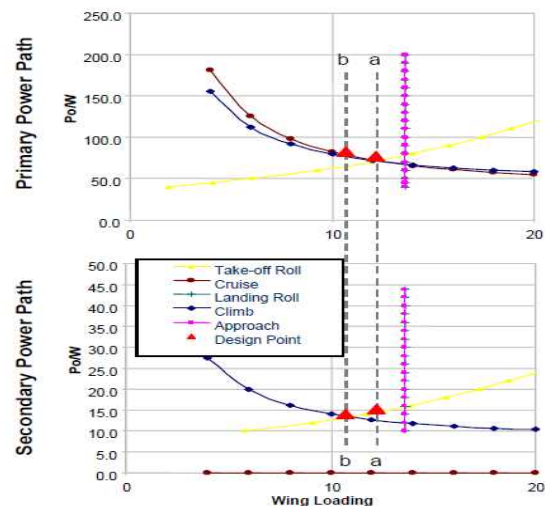


Fig. 4. Design point selection of multi-power path

Table 1. 임무 구간에 따른 구속조건 방정식

	가 정	구속조건 방정식
이륙	$P \gg (D+R) V$ $V_{TO} = k_{TO} V_{STALL}$ $\frac{dh}{dt} = 0, n = 1$	$S_G = -\frac{\beta(W_{TO}/S)}{\rho g_0 \xi_{TO}} \ln \left\{ 1 - \xi_{TO} \left[\left(\frac{\alpha^{<i>} \eta p(V_{TO})}{\beta \tau^{<i>}} \frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} - \mu_{TO} \right) \frac{C_{Lmax}}{k_{TO}^2} \right] \right\}$
등속 상승	$\frac{dV}{dt} = 0, n \neq 1$	$\frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta V}{\Pi_{\eta}^{+<i>} \alpha^{<i>}} \left\{ K_1 \left(\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 + \left(\frac{C_{D_0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} + \frac{1}{V} \frac{dh}{dt} \right) \right\}$
순항	$\frac{dV}{dt} = 0, \frac{dh}{dt} = 0,$ $n = 1$	$\frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta V}{\Pi_{\eta}^{+<i>} \alpha^{<i>}} \left\{ K_1 \left(\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 + \left(\frac{C_{D_0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} \right) \right\}$
지속선회	$\frac{dV}{dt} = 0, \frac{dh}{dt} = 0$ $n = \left\{ 1 + \left(\frac{V}{g_0 R_c} \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}}$	$\frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta V}{\Pi_{\eta}^{+<i>} \alpha^{<i>}} \left\{ K_1 n^2 \left(\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 n + \left(\frac{C_{D_0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} \right) \right\}$
실용 상승한도	$\frac{dh}{dt} = 100ft/min$ $\frac{dV}{dt} = 0, n = 1$	$\frac{P_{ref}^{<i>}}{W_{TO}} = \frac{\tau^{<i>} \beta V}{\Pi_{\eta}^{+<i>} \alpha^{<i>}} \left\{ K_1 n^2 \left(\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S} \right) + K_2 n + \left(\frac{C_{D_0} + C_{DR}}{\frac{\beta}{q} \frac{W_{TO}}{S}} \right) \right\}$

비는 감소하는 반면 첫 번째 동력경로의 동력 대 중량비는 증가할 것이다. 또 다른 가능성 있는 비교 분석은 첫 번째와 두 번째 동력경로의 동력 기여비율을 바꾸는 것이다. 이 두 동력경로의 최적 설계점 결정은 임무 분석과 최적화 과정의 선택에 의해서 결정될 것이다.

3.2 임무 분석

본 연구의 임무 분석은 전통적인 방법과 유사하다. 임무 형상은 여러 개의 작은 구간으로 나누어지고 몇 가지 변수들은 그 구간에서 일정하여 식들이 간단하게 표시된다. 따라서 각 구간별로 중량 변화 및 소모 에너지와 소비되지 않는 에너지의 양이 계산된다. 이 결과들을 종합하여 전체 임무를 수행하는데 필요한 에너지의 양을 추정할 수 있다.

3.2.1 소모성 에너지 사이징

소모된 에너지는 동력과 시간의 곱이다.

$$dE_{CE}^{<i>} = -p_o^{<i>} dt = -\frac{\tau^{<i>} P}{\Pi_{\eta}^{<i>}} dt \quad (24)$$

소모된 에너지 양의 변화는 에너지원의 무게변화에 비례한다.

$$dE_{CE}^{<i>} = \nu_{CE}^{<i>} dW_{CE}^{<i>} \quad (25)$$

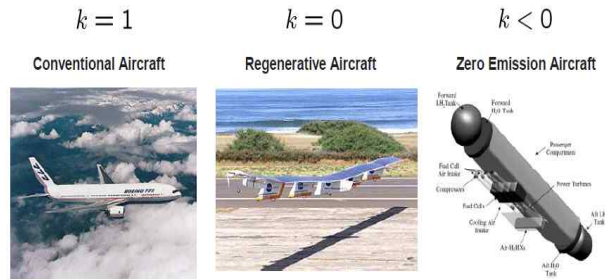


Fig. 5. Typical k values

식 (24)와 식 (25)를 합치면,

$$dW_{CE}^{<i>} = -\frac{\tau^{<i>} P}{\nu_{CE}^{<i>} \Pi_{\eta}^{<i>}} dt \quad (26)$$

ν_{CE} 는 동력경로에서의 연료의 비에너지이다. 두 종류의 에너지가 고려되었고 소모에너지의 양을 계산하는 방법은 항공기 중량이 어떻게 변화하는가에 따라 다르다(Fig. 5).

3.2.1.1 변화하는 항공기 중량($k \neq 0$)

항공기 중량이 각 임무 단계에서 변한다면 임무 단계에서 사용된 소모에너지의 양은 식 (26)에 식 (17)을 대입하여 정리하면 다음과 같다.

$$\frac{dW}{W} = -\sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{k \tau^{<i>}}{\nu_{CE}^{<i>} \Pi_{\eta}^{<i>}} \left(\frac{P}{W} \right) dt \quad (27)$$

s 번째 임무 단계에 대해(Fig. 6) 식 (27)을 풀어
서 얻어진 각 단계의 무게비는 다음과 같다.

$$\frac{W^{(s)}}{W^{(s-1)}} = \exp\left(-\int_{t^{(s-1)}}^{t^{(s)}} \left(\sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{k\tau^{<i>}}{\nu_{CE}^{<i>}\Pi_{\eta}^{<i>}} \left(\frac{P}{W}\right)\right) dt\right) \quad (28)$$

만일 $k\tau^{<i>}/\nu_{CE}^{<i>}\Pi_{\eta}^{<i>}$ 이 상수라고 가정할 만
큼 각 임무 단계가 충분히 작다면 위의 식을 아
래와 같이 간략화 할 수 있다.

$$\frac{W^{(s)}}{W^{(s-1)}} = \exp(-k^{(s)}Y^{(s)}\Xi_{CE}^{(s)}) \quad (29)$$

여기서 $Y^{(s)}$ 는 비기계적 에너지(the specific
mechanical energy)로 다음과 같이 주어진다

$$Y^{(s)} = \int_{t^{(s-1)}}^{t^{(s)}} \left(\frac{P}{W}\right) dt \quad (30)$$

그리고 $\Xi_{CE}^{(s)}$ 는 전통적인 연소 엔진의 동력 연료
소모율(PSFC, power-specific fuel consumption)
과 동일한 전체 동력 연료소모율(OPSPFC, overall
power-specific fuel consumption)이다.

$$\Xi_{CE}^{(s)} = \sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{\tau^{<i>}}{\nu_{CE}^{<i>}\Pi_{\eta}^{<i>}} \quad (31)$$

$Y^{(s)}$ 을 계산하는 방법은 초과동력의 존재에 따
라 다르다. 초과동력이 양(positive)인 경우는

$$\frac{P}{W} dt = \frac{d(h + V^2/2g_0)}{1-u} = \frac{dz_e}{1-u} \quad (32)$$

$$u = \frac{D+R}{T} = \frac{nV \left(\frac{C_D + C_{DR}}{C_L}\right)}{\sum_{i=1}^{n_T} \frac{\Pi_{\eta}^{<i>}\alpha^{<i>}}{\beta} \frac{P_{0SL}}{W_{TO}}} \quad (33)$$

따라서 식 (30)은 아래와 같이 표현될 수 있다.

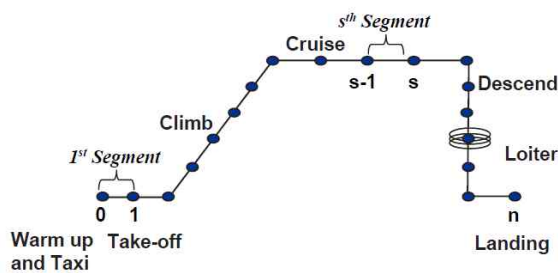


Fig. 6. Mission Profile Segments

$$Y^{(s)} = \int_{z_e^{(s-1)}}^{z_e^{(s)}} \frac{dz_e}{1-u} \approx \frac{\Delta z_e^{(s)}}{1-u} \quad (34)$$

순항이나 지속 선회와 같이 초과동력이 0인 경
우 필요 동력은 전체 항력과 자유 기류 속도를
곱한 것이다.

$$\frac{P}{W} dt = \left(\frac{D+R}{W}\right) V dt \quad (35)$$

식 (30)을 다시 표현하면

$$Y^{(s)} = \int_{t^{(s-1)}}^{t^{(s)}} \left(\frac{D+R}{W}\right) V dt \approx \left(\frac{C_D + C_{DR}}{C_L}\right) V \Delta t \quad (36)$$

따라서 각 임무 단계에서 사용된 소모에너지
중량의 비율은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{W_{CE}^{(s)}}{W_{TO}} = \frac{W^{(s-1)} - W^{(s)}}{k W_{TO}} = \frac{\beta^{(s-1)}}{k} \left(1 - \frac{W^{(s)}}{W^{(s-1)}}\right) \quad (37)$$

$$\beta^{(s-1)} = \frac{W^{(s-1)}}{W_{TO}} \quad (38)$$

중량이 $W_P^{(s-1)}$ 인 유상하중(payload)이 어떤 임무
단계의 시작 시점에서 투하될 때, $\beta^{(s-1)}$ 은 다음
과 같이 주어진다.

$$\beta^{(s-1)} = \frac{W^{(s-1)-} - W_P^{(s-1)}}{W_{TO}} \quad (39)$$

여기서 $W^{(s-1)-}$ 는 유상하중이 투하되기 직전의
항공기 무게이다.

3.2.1.2 일정한 항공기 중량($k=0$)

항공기 중량이 각 임무 단계에서 변하지 않는
다면, 추력시스템은 어떤 다른 종류의 연료를 소
비하며 연료 소비는 동력 소비에 비례하게 된다.
식 (26)을 항공기 중량으로 나누면

$$\frac{dW_{CE}}{W} = -\sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{\tau^{<i>}}{\nu_{CE}^{<i>}\Pi_{\eta}^{<i>}} \left(\frac{P}{W}\right) dt \quad (40)$$

여기서 W 는 상수이다. 식 (40)을 s 번째 임무 단
계에서의 비행 시간 또는 비행 거리에 대해 적분
하면 다음과 같다.

$$\frac{W_{CE}^{(s)}}{W} = \int_{t^{(s-1)}}^{t^{(s)}} \sum_{i=1}^{n_{CE}} \frac{\tau^{<i>}}{\nu_{CE}^{<i>}\Pi_{\eta}^{<i>}} \left(\frac{P}{W}\right) dt \quad (41)$$

$$\frac{W_{CE}^{(s)}}{W_{TO}} = \beta^{(s-1)} Y^{(s)} \Xi_{CE}^{(s)} \quad (42)$$

이륙 총 중량에 의해 표준화된 총 소모에너지의 중량, Ω_{CE} 는 각 단계에서 소모에너지의 표준화된 중량의 합으로 얻을 수 있다.

$$\Omega_{CE} = \frac{W_{CE}}{W_{TO}} = (1 + \epsilon_{CE}) \sum_{s=1}^m \frac{W_{CE}^{(s)}}{W_{TO}} \quad (43)$$

여기서 ϵ_{CE} 는 사용할 수 없는 에너지와 좋지 않은 에너지 소비를 하는 추력시스템을 고려한 소모에너지의 허용비이다. 전통적인 항공기 사이징 방법에서 총 항공기 연료는 임무를 위한 연료뿐만 아니라 연료계통에 갇힌 추가적인 1%의 연료와 과도한 연료소비의 엔진을 고려한 추가 5%의 연료를 포함한다. 따라서 전통적인 항공기의 경우 ϵ_{CE} 는 0.06이다. 그러나 비전형적인 동력으로 추진되는 항공기의 적절한 허용비는 추진 시스템과 에너지 저장장치의 특성에 따라 달라진다.

3.2.2 비소모 에너지 사이징

소모된 에너지는 동력과 시간의 곱이다.

$$dE_{NE}^{<i>} = -p_o^{<i>} dt = -\frac{\tau^{<i>} P}{\Pi_\eta^{<i>}} dt \quad (44)$$

식 (44)를 달리 표현하면

$$\frac{dE_{NE}^{<j>}}{\beta W_{TO}} = -\frac{\tau^{<j>}}{\Pi_\eta^{<j>}} \frac{P}{W} dt \quad (45)$$

s번째 임무 단계에서 소비된 j번째 에너지의 양은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(s-1)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(s)} \\ & = \int_{t^{(s-1)}}^{t^{(s)}} \frac{\beta^{(s-1)} \tau^{<j>}}{\Pi_\eta^{<j>}} \frac{P}{W} dt \end{aligned} \quad (46)$$

전체 비소모 에너지는 모든 임무 단계에서 소비된 에너지량의 합으로 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} & \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(0)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(1)} \\ & + \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(1)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(2)} + \dots \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & + \left(\left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(s-1)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(s)} \right) + \dots \\ & + \left(\left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(m-1)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(m)} \right) = \\ & \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(0)} - \left(\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \right)^{(m)} = \frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} \end{aligned} \quad (47)$$

따라서

$$\frac{E_{NE}^{<j>}}{W_{TO}} = Y^{(s)} \sum_{s=1}^m \left(\frac{\beta^{(s-1)} \tau^{<j>}}{\Pi_\eta^{<j>}} \right) \quad (48)$$

$$W_{NE} = \sum_{j=1}^{n_{NE}} W_{NE}^{<j>} = \sum_{j=1}^{n_{NE}} \frac{E_{NE}^{<j>}}{v_{NE}^{<j>}} \quad (49)$$

이륙 총중량 Ω_{CE} 으로 표준화된 소모에너지의 중량은 아래 식으로 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \Omega_{NE} & = (1 + \epsilon_{NE}) \frac{W_{NE}}{W_{TO}} \quad (50) \\ & = (1 + \epsilon_{NE}) \sum_{s=1}^m \beta^{(s-1)} Y^{(s)} \Xi_{NE}^{(s)} \end{aligned}$$

여기서 ϵ_{NE} 는 비소모 에너지의 허용비이다. 일단 이 분석이 완료되면, 구속조건 분석에서의 가정된 무게비 β 는 각 임무 단계에서 무게비 분석 결과값을 가지고 계산하여야 한다. 만약 초기 가정 β 가 부정확하다면 이 단계까지의 과정이 반복되어야 한다.

3.3 중량 추정

이륙 시 식 (13)은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$W_{TO} = W_E + W_P + W_{CE} \quad (51)$$

유상하중(payload) 중량 W_P 는 주로 고객의 요구조건으로부터 주어지고, 소모에너지 중량은 식 (43)에 의해 결정된다. 공허중량을 추정하는 전통적인 방법은 얼마나 많은 데이터가 사용 가능한지에 따라 다르다. 첫 번째 선택은 이륙 총 중량과 공허중량 사이의 간단한 관계를 사용하는 것인데, 더 많은 정보를 가지고 있다면 각 그룹의 중량 또는 구성요소의 중량을 계산할 수 있을 것이다. 어느 쪽이든, 공허중량은 공허중량비 Γ 와 이륙 총 중량의 곱의 형태로 주어진다.

$$W_E = \Gamma W_{TO} \quad (52)$$

하지만 경험적인 공허중량비 Γ 는 본 연구와 같은 혁신적인 개념의 항공기에는 적용할 수 없다. 필요한 공허중량과 이륙 총 중량사이의 관계식을 얻기 위해 공허중량은 다음과 같이 하위 중량 그룹들로 나눌 수 있다.

$$W_E = \dot{W}_E + W_{PD} + W_{NE} + \delta W_E \quad (53)$$

여기서 \dot{W}_E 는 설치된 추진 시스템의 무게를 뺀 공허중량이며, W_{PD} 는 동력장치의 중량, δW_E 는 전통적인 공허중량에 대한 수정치이다. 따라서

$$W_E = \dot{\Gamma} W_{TO} + \Phi W_{TO} + \Omega_{NE} W_{TO} + \Delta W_{TO} \quad (54)$$

$$\Phi = \frac{W_{PD}}{W_{TO}} \quad (55)$$

식 (43), (51), (54)를 조합함으로써 이륙 총중량은 다음과 같이 주어진다.

$$W_{TO} = \frac{W_P}{1 - \dot{\Gamma} - \Delta - \Phi - \Omega_{NE} - \Omega_{CE}} \quad (56)$$

이륙 총중량 식 (56)은 $\dot{\Gamma}$ 와 Δ , Φ 및 이륙 총중량의 함수이기 때문에 닫힌 형태로는 풀 수 없다. 따라서 Fig. 7에 나타난 것과 같이 반복 과정을 통해 풀어야만 한다.

IV. 종합적인 사이징 방법

앞에서 제시한 사이징 방법은 동력균형과 에너지 균형을 주로 다루었다. 하지만 완벽하게 사이징 된 형태는 Fig. 8에서 나타난 것처럼 요구되는 항공기 부피와 이용 가능한 항공기 부피 사이의 균형 기준을 하나 더 추가해야 한다. 일반적으로 부피 균형은 초기 항공기 사이징 과정을 거쳐 초기 형상이 완전히 정해진 후 상세한 내부 배치의 연구를 통해 검증된다. 하지만 전통적인 부피 균형 항공기 사이징 방법은 부피 균형을 직접적인 평가 없이 중량 추정을 위한 전통적인 통계를 적용하여 확보된다. 왜냐하면 현재 전체 항공기 중량 데이터가 모든 서브시스템, 구조, 항공기 내의 연료를 포함하는 중량의 식으로 구성되어 있기 때문이다. 그럼에도 불구하고 비전형적인 에너지원과 비전형적인 추진 시스템을 사용하는 혁신적인 항공기를 설계하는 경우, 이러한 전통적인 부피 균형을 구하는 방법은 더 이상 유효하지 않다. 예를 들어 부피 균형을 고려하지 않은 샘플 사이징 연구에서 생성된 항공기 형상은 모든 시스템에 필요한 충분한 부피를 제공하지 않

을 수 있다. 그렇다면 외형이 내부의 공간의 효율성이 증가되게 수정되거나 동력균형과 에너지 균형을 맞추기 위해 필요한 항공기의 최소 사이즈를 키울 필요가 있다. 그러므로 비전형적인 추력시스템과 에너지원의 부피에 대한 영향을 설계 초기 단계에서부터 고려하여 다음 설계 단계에서의 재설계 가능성을 피해야 한다.

동력 균형, 에너지 균형, 부피, 이 3개의 기준은 항공기 사이징 과정에서 항상 같은 역할을 하지는 않는다. 이 3개 변수의 상대적 중요성은 비에너지, 에너지 밀도 그리고 비동력과 추진시스템의 동력 밀도, 이 4가지를 포함하는 사이징 요구조건, 항공기 형상, 에너지원과 같은 추진시스템의 다양한 변수들에 의해 결정된다. 예를 들어 항공기가 보편적인 연료보다 비에너지가 매우 높은 이성질체 에너지원에 의해 동력이 생긴다면, 에너지원의 무게는 무시할 수 있을 것이다. 그러므로 에너지 균형은 단지 조정식 계기판의 무게가 항공기 사이징에서 걱정되지 않는 것처럼 항공기 사이징 과정에서 더 이상 주요한 걱정거리가 되지 않을 것이다.

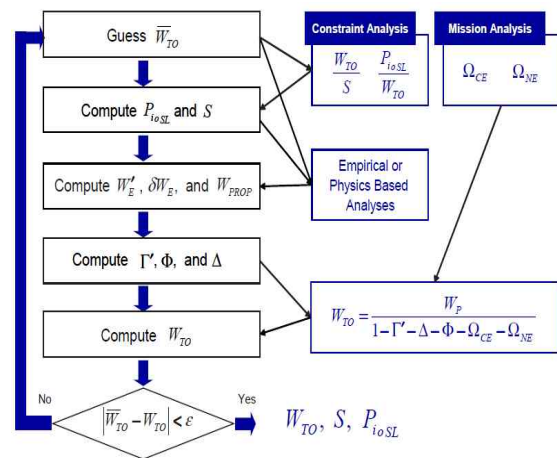


Fig. 7. Weight estimation process

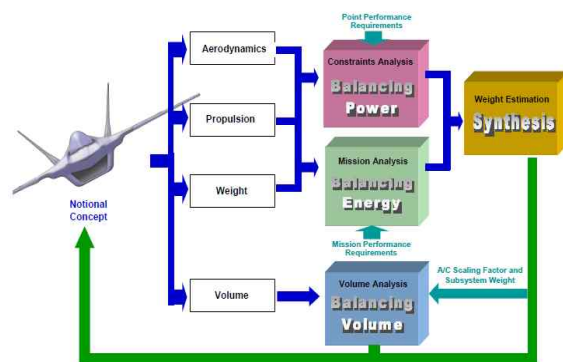


Fig. 8. Comprehensive sizing method

V. 결 론

이 논문에서는 새로운 에너지를 동력원으로 하는 항공기에 적용할 수 있는 일반화된 사이징 방법에 대해 연구를 수행하였다. 즉, 혁신적인 추진 시스템과 새로운 에너지원에 대한 사이징 방법으로 크게 3가지 부분에서 전통적인 사이징 방법을 수정하였다. 먼저 추진시스템은 동력전달장치의 효율과 비동력, 에너지원의 비에너지 특성을 반영한 다중 동력경로를 통합하여 모델링하였다. 따라서 이 방법은 어떠한 새로운 추진시스템의 특성을 항공기 사이징 과정에 잘 반영할 수 있다. 두 번째로, 연료는 다양한 에너지원으로부터 나오는 탑재된 에너지 개념으로 일반화하였다. 각 에너지원은 소모성과 비소모성으로 분류하였다. 마지막으로, 더 일반화된 중량 분해식과 중량 미분방정식이 혁신적인 개념의 연료 소모 형태를 모델링하기 위해 사용되었다. 즉, 일반적인 내부 연소엔진과 달리 비행 중에 엔진 배기가스로부터의 특정 부산물을 기체 내에 저장하도록 하였다.

추후 태양전지나 연료전지를 사용하는 것을 가정하여 본 논문의 사이징 방법들을 여러 가지 형태의 항공기에 대해 적용하는 연구를 수행할 예정이다.

후 기

이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2011-0007598)

참고문헌

- 1) Martinez, J. S., Plebuch, R. K., "Nuclear Propulsion Applications," *American Institute of Aeronautics and Astronautics, Annual Meeting And Technical Display, 4th*, No. AIAA-1967-781, 1967.
- 2) Hamilton, C. E., King, P. I., and Franke, M. E., "Isomer Energy Source in Hybrid Jet Engines for High Altitude Reconnaissance Flight," *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, 2004, pp. 151-155.
- 3) Frisbee, R. H., "Advanced Space Propulsion for the 21st Century," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, 2003, pp. 1129-1154.
- 4) Alexander, D., Lee, Y. M., Bushnell, D., "Emissionless Aircraft Study," *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, No. AIAA-2002-4056, 2002.
- 5) Nam, T., Soban, D. S., and Mavris, D. N., "Power Based Sizing Method for Aircraft Consuming Unconventional Energy," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 10-13, 2005*, No. AIAA-2005-818.
- 6) Raymer, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AIAA Education Series, 1999.
- 7) Mattingly, J. D., Heiser, W. H., and Daley, D. H., *Aircraft Engine Design*, AIAA Education Series, sixth ed., 1987.
- 8) Bayles, G., "New Power sources Technologies for Electric Wheelchairs," tech. rep., University of Pittsburgh RERC on Wheelchair Mobility, 9 1996.