

## 論文

## 수직이착륙기의 착륙접근시 단일엔진고장 및 비행전이 영역 해석

윤상준\*, 안병호\*, 최동훈\*, D. Mavris\*\*

## Single Engine Failure during Approach and Transition Analyses of VTOL Aircraft

Sang-Joon Yoon\*, Byung-Ho Ahn\*, Dong-Hoon Choi\* and Dimitri Mavris\*\*

## ABSTRACT

The objective of this study is to find the optimal thrust condition and wing loading of a vertical take-off and landing (VTOL) fixed-wing aircraft through a single engine failure analysis during landing approach and an analysis of transition flight. The aircraft analysis modules used in the study are based on the aircraft synthesis program. To achieve the computing infrastructure for aircraft design and analysis, the EMDIOS was employed as a design framework, which is a semi-completed application program and ready to customize. Simulation results reveal the most critical height at the event of single engine failure is approximately 40 ft. And, in order to avoid a significant loss in altitude during the transition, the thrust to weight ratio must be kept high, while both the engine tilt speed and the wing loading must be kept low, as confirmed by the analysis results.

## 초 록

본 연구에서는 착륙 접근시 단일엔진 고장 분석 및 비행전이 해석을 통하여 수직이착륙기에서 요구하는 최적의 엔진추력과 날개하중비를 구하고자 한다. 항공기 해석 모듈들은 기존의 항공기 통합 사이징 프로그램을 기반으로 하고 있으며, 항공기 설계 및 해석을 하나로 묶는 컴퓨팅 체계 구축은 사용자 용도에 맞게 주문 제작이 용이한 반 완성 프로그램인 EMDIOS를 설계프레임워크로 사용하였다. 시뮬레이션 결과, 고도 40 ft 근처가 단일엔진고장시 가장 위험한 영역임을 확인할 수 있었으며, 비행전이 영역에 대한 파라메타 연구를 통하여 엔진 추력은 클수록, 반면에 엔진틸트각 회전속도와 날개 하중비는 작을수록 비행전이의 고도 상실이 작아짐을 알 수 있었다.

**Key Words** : VTOL Aircraft (수직이착륙기), Single Engine Failure (단일엔진고장), Transition Analysis (비행전이 해석), Design Framework (설계프레임워크)

## 1. 서 론

수직이착륙 고정익 항공기에 대한 연구가 추진 기술의 발달과 더불어 다양한 개념으로 시도되고 있다. 그러나 수직이착륙기는 순항비행시의 낮은 효율로 인하여 실용화하기에는 비경제적이며, 관련 기술면에서도 기존 고정익 항공기 개발과는 다른 영역이 있어 여전히 기술적 도전이 요구된

† 2004년 11월 22일 접수 ~ 2005년 3월 16일 심사완료

\* 한양대학교 최적설계신기술연구센터  
연락처, E-mail: ysjoon@hanyang.ac.kr,  
서울시 성동구 행당동 17 HIT 312호

\*\* Aerospace Engineering, Georgia Tech, USA

다. 특히, 수직이착륙기만의 고유 비행영역인 비행전이 (transition) 중의 지나친 고도 상실과 수직 착륙접근시의 단일엔진고장 (single engine failure) 등은 승객의 안전과 직결되는 사항으로 개념 설계단계에서부터 중요시 다루어져야 할 사항이므로 이를 예측하고 판단할 수 있는 시뮬레이션 해석 툴의 개발이 절실히 요구된다[1].

먼저 수직이착륙기의 착륙접근시 단일엔진 고장의 경우를 살펴보면, 적정 고도 이상에서 고장 발생시 항공기가 남은 엔진 추력 (engine thrust) 을 전진비행으로 전환하여 재상승에 필요한 양력을 발생시킬 수 있으므로 인근 공항까지 비행을 지속한 후 일반 항공기와 마찬가지로 공항 활주로에 정상적인 착륙을 시도할 수 있다. 하지만 적정고도 이하에서 단일엔진 고장이 발생하게 되면, 수직이착륙기는 전진비행 전환을 위한 충분한 고도를 갖지 못하므로 재상승 또는 고도유지에 필요한 양력을 생성하지 못하고 곧바로 비상 착륙을 시도할 수밖에 없게 된다. 따라서 이러한 비상착륙의 경우에는 지면과의 수직 충돌 속도가 항공기 승객, 기체 및 장비 등의 안전에 중요한 기준이 되며, 이를 최소화하는 설계가 절실히 요구된다. 따라서 본 연구에서는 엔진고장 순간의 고도 및 수평속도를 주요 파라메타로 하여 요구되는 최소 엔진추력 및 제어 시나리오에 대한 분석을 수행하고자 한다.

한편, 수직이착륙기에 있어 가장 중요하고 고유한 비행영역은 수직비행 또는 제자리 비행에서 전진비행으로 전환하거나 또는 그 반대의 경우인 비행전이 영역이다. 특히, 비행전이 중의 저속 비행 영역에서 양력 부족으로 인해 과도한 고도상실이 발생할 경우, 승객의 안전과 탑승감 측면에서 심각한 문제가 야기되므로 이들 또한 수직이착륙기 설계시 반드시 고려되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 비행전이의 고도변화 해석을 날개 하중비, 엔진틸트각 회전속도, 엔진 추력 및 항공기 자세각 등을 파라메타로 하여 수행하고자 한다.

현재 운용 및 개발 중인 수직이착륙들은 극소수이며 그들 대부분이 군용으로 사용되고 있어서 아직까지 단일엔진고장 해석 등이 설계에 직접 반영되고 있지는 않다. 그러나 향후 민수용인 개인용 또는 자가용 비행기 (Personal Air Vehicle: PAV) [2] 등에 수직이착륙 개념의 도입이 필수적임을 비추어 볼 때, 이 분야에 대해 좀더 심도 있는 연구가 요구되고 있는 실정이다. 따라서 본 연구에서는 이러한 단일엔진고장 및 비행전이 영역 분석을 위하여 상호 결합이 용이한 항공기 운

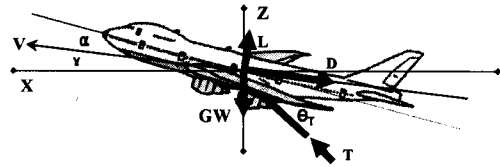


Fig. 1. Definition of aircraft motion

동 해석 프로그램을 각 해석 모듈별로 개발하고자 하며, 각 해석 모듈들을 자동화된 설계 인터페이스 기법을 사용한 설계프레임워크 (design framework)을 사용하여 다양한 설계를 수행하고자 한다.

## II. 수직이착륙기 해석

### 2.1 항공기 운동 해석

착륙지점까지의 수평거리에 대한 제한이 없는 경우, 요잉 (yawing)으로 인한 횡방향 운동이 요구되지 않으므로 본 연구에서 항공기는 종방향 운동만을 하는 것으로 가정하였다. 사용된 종방향 운동방정식은 Fig. 1 정의에 따라 다음과 같이 정의된다[1].

$$\dot{u} = -\frac{g}{W} [ T \cos (\theta + \theta_T) - qS(C_L \sin \gamma + (C_D + C_{D_{INSP}}) \cos \gamma) ] \quad (1)$$

$$\dot{w} = -\frac{g}{W} [ T \sin (\theta + \theta_T) - qS(C_L \cos \gamma + (C_D + C_{D_{INSP}}) \sin \gamma + D_V) ] \quad (2)$$

$$\dot{x} = u \quad (3)$$

$$\dot{h} = w \quad (4)$$

여기서  $\theta = \gamma + \alpha$ ,  $\gamma = \tan^{-1} \frac{w}{u}$ ,  $q = 0.5\rho(u^2 + w^2)$

이다.  $x$ 와  $h$ 는 기준 좌표로부터의 항공기 수평 이동거리와 고도를 나타내며,  $u$ 와  $w$ 는 항공기 수평 및 수직방향 속도를 나타낸다.  $W$ 는 항공기 중량,  $S$ 는 날개 면적,  $T$ 는 엔진 추력을 나타내며,  $\theta$ 는 항공기 자세각,  $\theta_T$ 는 엔진틸트각,  $\gamma$ 는 비행경로각 그리고  $\alpha$ 는 항공기 받음각을 의미한다.  $q$ 는 동압,  $C_L$ 와  $C_D$ 는 각각 항력 및 양력계수를 의미하며,  $C_{D_{INSP}}$ 는 엔진 장착에 의한 공기 저항 증가와 엔진의 항공기 장착으로 인한 추력 감소를 포함하는 엔진장착 항력계수를 의미

한다. 일반적으로 엔진추력  $T$ 에서 엔진장착 손실이 고려되지만 본 수직이착륙기 연구에서는 엔진 틸트의 영향을 효과적으로 고려하기 위하여 별도의 수식에 포함되었다. 그리고  $D_V$ 는 수직이착륙기에서 상승 및 하강시에 수직방향의 공기흐름에 의해 발생하는 수직방향의 힘을 나타낸다.

본 연구에서 항공기 운동방정식은 초기치 문제(initial value problem)로 해석되었으며, 룬게-쿠틀러-베르너 5차 및 6차 방법(Runge-Kutta-Verner fifth-order and sixth-order method)에 의하여 수치 적분되었다. 따라서 각 시간에 대한 항공기의 운동이 수치적으로 계산되었으며, 이를 이용하여 항공기가 지면에 도달할 때, 즉 고도가 0일 때의 항공기 종방향 속도가 예측되고 있다.

### 2.2 항공기 형상/공력/추진 해석

항공기 통합 사이징 및 해석 프로그램[3]을 사용하여 항공기 형상, 공력 및 추진 해석 프로그램들을 개발하였으며 이를 기능별로 손쉽게 사용할 수 있도록 모두 모듈화 하였다. 각 해석 모듈들은 별도의 입출력 파일을 갖고 있어서 독립적으로 수행이 가능하며, 또한 연계된 부분에 대해서는 데이터의 상호 교환이 용이하게 개발되었다. 각 해석 모듈을 간단히 설명하면 다음과 같다.

먼저 형상해석 프로그램에서는 주어진 전체 항공기 중량 및 날개 하중비 등과 같은 항공기 설계 파라메타들을 이용하여 외형 및 양력면/제어면 크기를 결정한다. 이어서 공력해석 프로그램에서는 앞서 형상해석 프로그램을 통해 계산된 항공기 형상 데이터 및 대기 조건들을 이용하여 양력계수 ( $C_L$ ), 항력계수 ( $C_D$ ) 등의 항공기 공력 계수들을 구한다. 마지막으로 추진해석 프로그램

에서는 항공기 엔진 사이클 해석 또는 주어진 엔진 데이터들로부터 대기조건 하에서의 가용 추력 및 연료 소모율을 계산한다.

결국, 이들 해석 모듈들로부터 계산된 형상, 공력 및 추력 데이터들은 모두 설계프레임워크 내의 링크 기능을 사용하여 항공기 통합설계를 위해 앞에서 언급된 항공기 운동 해석기의 입력자료로 전달된다.

### III. 설계프레임워크를 이용한 통합 설계

일반적으로 프레임워크란 실제 응용프로그램의 용도에 맞는 주문제작(customization)이 가능한 일종의 전 단계 프로그램을 말한다. 따라서 설계 프레임워크는 설계 기술이 구현되어 재사용이 가능한 반 완성(semi-completed) 형태의 프로그램으로, 이를 이용하여 빠르고 정확하게 파라미터 해석은 물론 다양한 형태의 최적설계 작업이 가능하게 된다.

본 연구에서는 최적화기술, 컴퓨팅기반 구조기술, 통합설계기술이 유기적으로 구현된 소프트웨어 복합체로서, Fig. 2와 같이 분산컴퓨팅 기반 구조를 통하여 다분야 통합최적설계(Multidisciplinary Design Optimization: MDO) 요소 기술들과 기존의 CAD/CAE 도구들을 연계하여 설계 작업을 통합적으로 관리하고 자동화할 수 있는 EMDIOS [4]를 사용하였다. 따라서 수직이착륙기 설계를 위하여 EMDIOS의 자동화된 통합관리를 통하여 항공기 형상/공력/추진 해석기들은 물론 항공기 운동 해석기 간의 데이터 전달과 변환에 소요되는 설계자의 부담을 경감시키며 다분야 전문가가 참여하는 공통 작업 환경을 제공함으로써 설계 효율성을 증진시켰다.

#### 3.1 착륙접근시 단일엔진고장 설계

수직이착륙기가 착륙지점에 접근하는 동안 단일엔진이 고장날 경우를 하나의 설계문제로 표현하면 다음과 같은 가정 하에 식 (5)와 같은 최적화 문제로 정의된다.

[가정]

- 수평거리에 대한 구속조건은 없음
- 착륙접근시 항공기 받음각은 일정
- 엔진고장순간의 수직속도는 -2 ft/sec

$$\text{Find } T/W, \theta_T, \frac{d\theta_T}{dt}$$

$$\text{to minimize } T/W$$

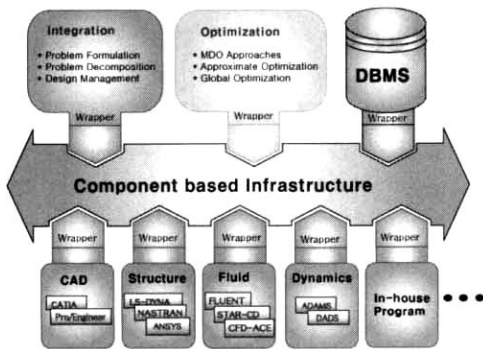


Fig. 2. Design Framework (EMDIOS)

$$\begin{aligned}
 & \text{satisfying} \quad ImSp \geq -10 \text{ [ft/s]} \\
 & \quad \quad \quad 0.6 \leq T/W \leq 10 \\
 & \quad \quad \quad 30 \leq \theta_T \leq 150 \\
 & \quad \quad \quad -10 \leq \frac{d\theta_T}{dt} \leq 10
 \end{aligned}$$

이는 수직이착륙기가 비상착륙시 지면과의 수직 충돌 속도 ( $ImSp$ )를 10 ft/sec 이하로 되기 위해 단일엔진 고장시 필요한 최소의 T/W (Thrust to Weight ratio: 엔진추력대 항공기 중량비) 값을 구하는 것이다. 여기서 설계 변수는 단일 엔진고장시 필요한 T/W, 엔진 고장순간의 초기 엔진틸트각 ( $\theta_T$ ), 엔진틸트각 회전속도 시나리오 ( $d\theta_T/dt$ )로 선정되었다.

수치계산을 위해 사용된 설계프레임워크 내의 컴퓨터 프로그램 구성은 Fig. 3과 같다. MAIN 해석기를 통하여 사용되는 모든 입력변수들이 관리되며, 설계프레임워크 내의 최적화 툴 또는 여타 툴들과의 연결을 통해 다양한 분석들이 가능하게 된다. 주어진 대기 및 항공기 제어 조건들로부터 GEOM\_TRAN12 해석기를 통하여 항공기 형상이 결정되고, 결정된 형상을 근거로 다시 AERO 해석기가 공기력을 결정하게 된다. 한편 엔진 추력은 PROP 해석기를 통해서 계산되며, 최종적으로 위 모듈들로부터 전달된 형상, 공력 및 엔진 추력과 제어 시나리오를 이용하여 SEF 해석기에서 운동방정식을 풀어 시간에 따른 항공기 운동 및 지면과의 충돌속도를 계산하게 된다. 이때, Optimizer는 설계변수들과 SEF 해석기로부터 계산된 충돌속도 등을 설계프레임워크의 인터페이스 기능을 통하여 주고받으면서 최적해를 결정하게 된다. 이를 위하여 본 연구에서는 DOT [5]의

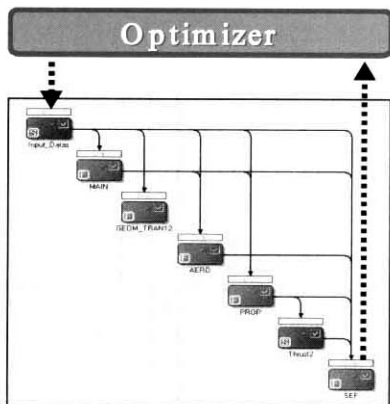


Fig. 3. Design for single engine failure

SQP (Sequential Quadratic Programming) 방법이 사용되었다.

### 3.2 비행전이 영역 설계

본 연구에서 수직이착륙기의 비행전이 해석은 아래와 같이 주요 설계 변수들에 대한 파라메타 연구를 통하여 수행되었다. 계산에 사용된 주요 가정은 아래와 같다. 단일엔진 고장 분석에서는 항공기 받음각을 일정하게 제어하는 것으로 가정하여 항공기 자세각이 비행상황에 따라 바뀌도록 하였으나, 본 비행전이 해석에서는 실제 비행전이에서와 같이 항공기 자세각을 일정하게 유지하도록 하기 위하여 항공기 받음각 제어를 순간마다 바뀔 수 있도록 하였다.

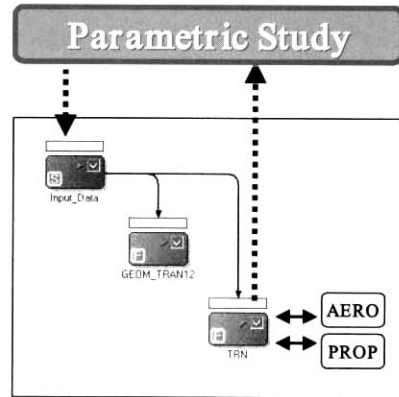


Fig. 4. Parametric study for transition analysis

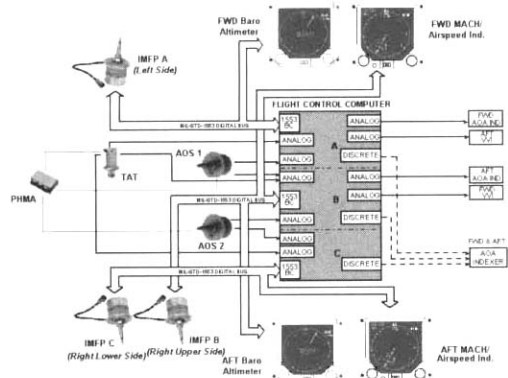


Fig. 5. Grumman tilt nacelle design 698 VTOL

- 비행전이시 항공기 자세각은 일정
- 비행전이 시작시 수직속도는 0 ft/sec
- 비행전이 시작시 수평속도는 30 ft/s
- 비행전이 시작시 엔진틸트각은 90 deg

Find Transitions of  $h(t, x)$   
 at  $T/W = 1.0, 1.1, 1.2, 1.3$   
 $\frac{d\theta}{dt} = 5, 10, 15 \text{ deg/sec}$   
 $WL = 100, 130, 160 \text{ Ib/ft}^2$

본 연구에서는 식 (6)과 같이 비행전이 영역에 지대한 영향을 미칠 것으로 추정되는 엔진추력대 항공기 중량비, 틸트각 회전속도 시나리오, 그리고 날개하중비 (Wing Loading: WL)의 변화에 대하여 비행전이 영역을 시간의 변화에 대한 항공기 이동 경로로 표현하고자 한다.

수직이착륙기의 비행전이 영역 분석을 위한 컴퓨터 프로그램 구성은 Fig. 4와 같다. 각 모듈들의 구성은 앞의 엔진고장 해석과 큰 차이가 없으나 이 경우에는 항공기의 자세각이 고정된다는 가정 하에 계산되므로 각 시간단계에서의 항공기 비행경로각 변화에 따라 받음각이 변하게 되어 공력 및 추력을 각 시간단계마다 다시 계산해 주어야 한다. 따라서 AERO 및 PROP 해석모듈들은 비행전이 운동 해석 프로그램인 TRN 모듈에서 수시로 그리고 반복적으로 요청하게 된다. 한편, 파라메타 연구는 EMDIOS 설계 툴에 탑재된 자동화된 Parametric study기능을 사용하였으며, 각 파라메타 변화에 대한 결과값들의 변화가 자동으로 기록되게 된다.

#### IV. 수치해석 결과

본 연구의 수치계산에 사용된 항공기 기체는 Grumman 사에 의해 70-80년대에 개발된 수직이착륙기인 Design 698 항공기[6]이다. 시제기 개발 후 실제 생산은 진행되지 않았으며, tiltcellle 개념을 이용하여 수직이착륙이 가능하게 된다. d 이에 관한 주요제원은 Table 1과 같다.

Table 1. Configuration of design 698

항목	제원
최대중량	15,430 lbs
엔진	(2) GE TF-34-100
최대엔진추력	9,065lbs / 엔진
Nacelle Deflection	5-100 degrees

#### 4.1 착륙접근시 단일엔진고장 분석

착륙접근시 요구되는 엔진추력대 항공기 중량비 (T/W)는 엔진고장 순간의 항공기 상태, 즉 그 순간의 항공기 수평속도 및 고도에 따라 다르

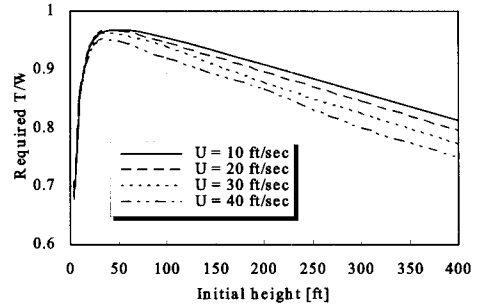


Fig. 6. Required min. T/W after single engine failure

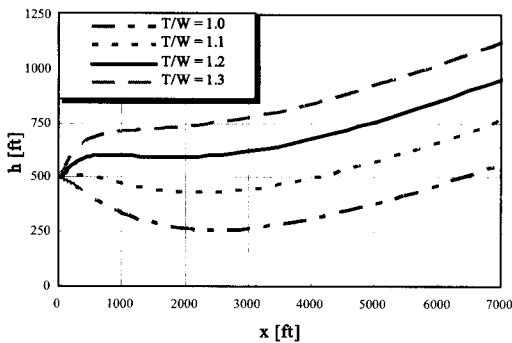
게 나타난다. 따라서 이들의 영향 및 상호관계를 종합적으로 고찰하기 위하여 다음과 같이 고장 순간의 수평속도 및 고도에 따른 파라메타 최적 설계를 수행하였으며, 이들 결과들을 Fig. 6에 도시하였다.

그림에서 보면 고장난 순간의 항공기 고도가 높고 전진속도가 클수록 요구되는 최소 T/W가 작아지게 된다. 그러나 이러한 경향은 상대적으로 큰 고도에서만 나타나는 현상으로 실제 항공기 고도가 40 ft 보다 낮은 경우에는 오히려 요구되는 최소 T/W가 급격히 줄어들게 되며 전진속도에 상관없이 상대적으로 작은 값을 지니게 된다. 이는 일정한 고도 이하에서는 비상착륙을 위한 전진거리가 충분히 확보되지 않아 수직낙하 운동과 유사한 경향을 나타내기 때문이며, 이때 날개 양력으로 인한 속도 감소효과는 큰 영향을 미치지 못하므로 결국, 요구되는 최소 T/W는 고도에 비례하여 감소하게 된다.

따라서 모델 수직이착륙기가 착륙접근을 시도할 경우, 고도 40 ft 근처에서 엔진고장이 발생하는 경우가 가장 불안정한 영역임을 알 수 있었으며, 전 영역에 걸쳐 모두 안정된 비상착륙을 시도하기 위해서는 T/W가 적어도 0.97 이상은 돼야 함을 나타내고 있다. 또한, 이러한 시뮬레이션 결과들을 이용하면 주어진 T/W에 대하여 안전 접근경로에 대한 분석이 가능하게 되며, 실제 엔진 고장시에 비상착륙과 계속비행의 경계가 되는 고도에 대한 분석도 가능하게 된다.

#### 4.2 비행전이 영역 분석

Fig. 4에 도시된 방법에 의하여 수직이착륙기 비행전이 영역에 대한 파라메타 연구를 수행하였다. 우선 비행전이에 대한 엔진추력의 영향을 Fig. 7에 도시하였다. 엔진 추력이 클수록 비행전이시 고도 상실이 작음을 알 수 있다. Fig. 8에서는 엔진틸트각 회전속도에 대한 비행전이의 영향



는 엔진틸트각 회전속도에 대한 비행전이의 영향  
 Fig. 7. Effect of thrust to weight ratio

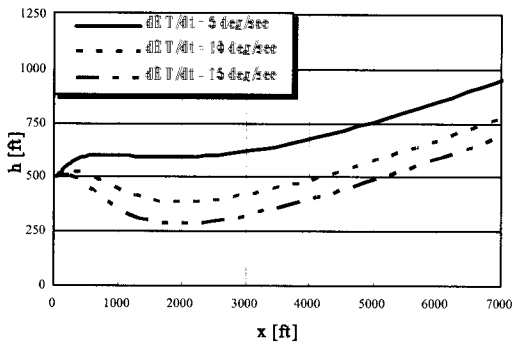


Fig. 8. Effect of engine angular tilt speed

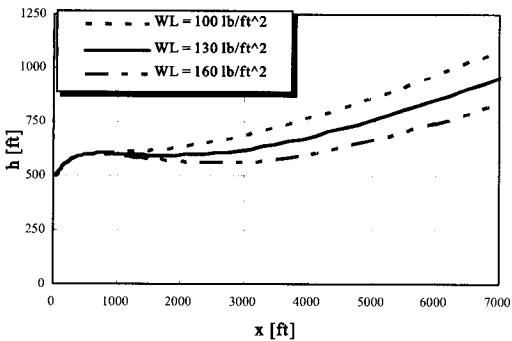


Fig. 9. Effect of wing loading

을 나타내었다. 일반적으로 회전속도가 작을수록 비행전이가 더 부드럽게 이루어지며 고도 상실도 작음을 알 수 있었다. 하지만, 회전속도가 크게 되면 비행전이에 소요되는 시간이 줄어들기 때문에 향후 이를 보완할 수 있는 최적설계 등의 추

가 연구가 요구된다. 마지막으로 Fig. 9에서는 날개 하중비의 영향을 표시 하였다. 그 결과 날개 하중비가 작을수록 더 나은 비행전이 경향을 나타내었으며, 특히 비행전이 초기보다는 시간이 지날수록 그 영향력이 점차 증가되고 있음을 알 수 있었다.

결과적으로 수행된 파라메타 연구를 통하여 엔진 추력이 클수록, 엔진틸트각 회전속도가 작을수록, 그리고 날개 하중비가 작을수록 비행전이의 고도 상실이 작아짐을 알 수 있었다.

### V. 결 론

개발된 설계프레임워크인 EMDIOS와 항공기 운동해석 프로그램 및 기존 항공기 통합 해석프로그램으로부터 모듈화된 형상/공력/추진 해석 프로그램을 개발하였으며, 이를 수직 이착륙 항공기의 중요 영역인 착륙접근시 엔진고장과 비행전이 영역에 대한 다양한 분석을 수행하였다. 이때, 각 해석을 위해 개발된 해석 모듈들은 모두 EMDIOS 환경내에서 통합하였으며, 최적화 및 기타 설계 툴들과의 결합으로 다양한 해석이 가능하도록 하였다.

단일엔진고장 분석에서는 엔진고장 순간의 고도 및 수평속도를 파라메타로 하여 충돌속도 10 ft/sec의 구속조건을 만족하는 최소 엔진 추력대 중량비를 최적설계 기법을 사용하여 분석하였다. 그 결과, 본 연구에 사용된 Grumman tiltnacelle 항공기의 경우, 고도 40 ft 근처가 단일엔진고장시 가장 위험한 영역임을 확인할 수 있었다. 또한 비행전이 영역에 대한 파라메타 연구를 통하여 엔진 추력이 클수록, 엔진틸트각 회전속도가 작을수록, 날개 하중비가 작을수록 비행전이의 고도 상실이 작아짐을 알 수 있었다.

따라서 제안된 방법이 향후 다양한 형상으로 개발될 수직이착륙 항공기의 수직착륙접근 및 비행전이의 안전성 문제를 사전에 예측하는 해석 및 설계 툴을 제공할 것으로 사료되며, 수직이착륙 항공기 사이징에 사용될 설계 파라메타에 대한 분석도 가능하게 할 것으로 생각된다.

### 후 기

이 연구는 한국과학재단 지정 최적설계신기술 연구센터의 연구비 지원으로 수행되었습니다.

### 참고문헌

- 1) Kohlman, D. L., Introduction to V/STOL Airplanes, Iowa State University Press 1st Edition, 1981.
- 2) Revolutionary Aerospace System Concepts (RASC), [http://rasc.larc.nasa.gov/rasc\\_new](http://rasc.larc.nasa.gov/rasc_new).
- 3) Tauber, M. E., Trajectory Module of the NASA Ames Research Center Aircraft Synthesis Program ACSYNT, NASA TM 78497, 1978.
- 4) 이세정, "다분야통합최적설계를 위한 설계 프레임워크: EMDIOS", 한국CAD/CAM학회지, Vol. 10, No. 1, pp. 48-54, 2004.
- 5) Vanderplaats, G. N., "DOT User's Manual Version 5.0", VR&D Inc., 1999.
- 6) Kres, R. W., "Surface Combatant Fleet Offensive/Defensive Enhancement by High Performance Turbofan VTOL Aircraft", AIAA Aircraft Systems Meeting, 1980.