

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(9), 708-713(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.9.708>

고고도 장기체공 전기 동력 무인기의 꼬리 날개 설계

황승재*, 이용교, 김철완, 안석민

Empennage Design of Solar-Electric Powered High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle

Seung-Jae Hwang*, Yung-Gyo LEE, Cheol-Wan Kim and Seok-Min Ahn

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

KARI is developing a solar-electric powered HALE UAV(EAV-3). For demonstrating the technology, EAV-2H, a down-scaled version of EAV-3, is developed and after EAV-2H's initial flight test, the directional stability and control need to be improved. Thus, the vertical tail and rudder of EAV-2H are redesigned with Advanced Aircraft Analysis(AAA). Size of the rudder is increased from mean chord ratio of rudder to vertical tail, $C_r/C_v(\%)=30$ to $C_r/C_v(\%)=60$ and size of the vertical tail is reduced 15%. As a result, the directional control to side wind(v_1) is improved to sideslip angle, $\beta(\text{deg})=25^\circ$ and v_1 (m/sec)=3.54. Also, variation of airplane side force coefficient with sideslip angle($C_{y\beta}$) and variation of airplane side force coefficient with dimensionless rate of change of yaw rate ($C_{y\dot{\psi}}$) are reduced 15% and 22%, respectively to minimize the effect of side wind. The empennage design of EAV-2H is verified with flight tests and applied to design of KARI's solar-electric-powered EAV-3.

초 록

한국항공우주연구원(KARI)은 고고도 전기추진 장기체공 무인기(EAV-3)를 개발하고 있는 중이다. 우선 고고도 상승 기술 시연을 위한 축소형 비행체 EAV-2H를 개발하였고 EAV-2H로 초도 비행시험을 수행한 결과 측풍에 대한 방향 안정성 및 조종성의 향상이 요구되므로 Advanced Aircraft Analysis(AAA)를 이용한 수직 꼬리날개와 방향타의 재설계를 진행하였다. 방향 조종성을 개선하기 위해 방향타의 크기를 기존의 평균 방향타 시위대 수직 꼬리날개 시위비, $C_r/C_v(\%)=30$ 을 $C_r/C_v(\%)=60$ 로 늘려 EAV-2H가 가지는 측풍에 대한 방향 조종성($\beta(\text{deg})=25^\circ$, v_1 (m/sec)=3.54)을 개선하였다. 또한, 측풍에 의해 발생하는 측력(side force)의 영향을 최소화하기 위해 EAV-2H의 수직미익 크기를 기존 대비 15% 줄여(최소한의 방향 안정성 확보, $Cn_{\beta}=0.0588\text{rad}^{-1}$), $C_{y\beta}$ 는 15% $C_{y\dot{\psi}}$ 는 22% 감소시킴으로써 측풍이 EAV-2H에 미치는 영향을 최소화 하였다. 설계된 EAV-2H의 꼬리날개의 성능은 비행 시험을 통해 검증하였고 그 결과를 적용하여 고고도 장기체공 전기추진 무인기(EAV-3)의 꼬리날개를 설계하였다.

Key Words : HALE UAV(고고도 장기체공 무인기), Directional Stability(방향 안정성), Directional Control(방향 조종성), Empennage Design(후방부 설계)

† Received: June 5, 2013 Accepted: August 22, 2013

* Corresponding author, E-mail : sjhwang@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

I. 서론

저고도 인공위성의 역할을 대체할 목적으로 보다 편리한 운용과 재활용이 가능한 고고도 장기 체공 무인기(High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle, HALE UAV)가 세계적으로 개발되고 있고[1-3], 태양광이나 연료전지를 이용한 전기 추진시스템의 미래 지향적이고, 이산화탄소의 배출이 전혀 없는 친환경적인 장기 체공형 무인비행체 개발이 세계적인 추세이다 [4-5]. 한국항공우주연구원(KARI) 역시 고고도 전기추진(태양광+배터리) 장기체공 무인기(EAV-3)를 개발하고 있는 중이다. 그동안 고고도 장기 체공 비행체 개발 기술을 확보하기 위해 액체 수소를 사용하는 연료전지를 이용한 전기추진시스템 방식의 무인 소형 전기비행체(EAV-1)를 개발하여 성공적으로 비행 시험을 완료하였다[6-7]. 또한, 수소발생식 연료전지와 단결정(mono-crystalline silicon) 태양전지로 구성된 하이브리드 전기추진시스템 방식의 중형 전기비행체(EAV-2)를 개발하여 성공적으로 비행시험을 완료하였다[8-9]. 보다 본격적인 고고도 장기체공 전기추진시스템 무인비행체 체계, 운용기술 확보, 성능향상 기술식별 및 위험요소 식별을 위해 비정질(amorphous silicon) 태양전지와 배터리(Li-Ion batteries)로 구성된 하이브리드 전기추진시스템 방식의 중형 전기비행체(EAV-2H)를 개발하여 비행시험을 수행하고 있다. 한국항공우주



(a) EAV-1

(b) EAV-2



(c) EAV-2H

Fig. 1. Electric Aerial Vehicle(EAV) Series

연구원에서 개발된 전기추진 무인기들의 형상은 Fig. 1에서 확인할 수 있다. 고고도 장기체공을 위한 무인기는 저속/저 레이놀즈수 영역에서 고 양력 및 저항력 공력특성을 가진 기체 설계를 위해 주 날개의 가로세로비(aspect ratio)가 높은 초경량 비행체로 설계 및 제작된다. 그러므로 바람 특히 측풍에 취약한 특성을 가진다. 비행 중 측풍에 대한 방향 안정성 및 방향 조종성을 최대한 확보하기 위해 일반적인 비행기의 꼬리 날개와 다른 설계가 요구된다. 고고도 상승 기술 시연을 위한 축소형 비행체로 개발된 EAV-2H는 가로세로비 20에 유연날개 구조와 Mylar 스킨으로 제작된 날개와 총중량 20kg(기체중량 11kg)의 초경량 비행체로 설계 및 제작되었다. 이러한 기체 특성을 반영하여 꼬리날개의 설계 및 제작을 진행하였다.

II. 수직 꼬리날개 해석 방법

2.1 수직 꼬리날개 재설계의 필요성

한국항공우주연구원은 전기 동력 비행체 운용 기술을 확보하기 위하여 전기 동력 무인기(EAV-1)의 전산해석 및 비행시험을 수행하고 그 결과를 분석하여 저항력 중형 전기 동력 무인기(EAV-2)의 소요 동력과 실속성능 예측에 활용하였다. 또한 EAV-2의 설계 및 제작을 완료하여 비행시험을 수행하였으며 가로세로비 증가, 저항력 동체, Raked Wingtip 적용 등으로 EAV-1 대비 순항 항력을 35% 감소시켰다. 이후 EAV-3의 고고도 상승 기술 시연을 위한 축소형 비행체 EAV-2H를 개발하였다. EAV-2H는 날개 길이 10.83m, 날개 면적 $5.09m^2$ (Raked Wingtip 포함) 급이며 비정질 태양전지(Amorphous Solar Cell)와 이차전지(Secondary Battery)를 동력원으로 사용하며 익형은 저속에서 공력성능이 우수한 저 레이놀즈 익형 중 SG6043으로 선정하였다. 수평 꼬리날개 면적은 $0.40m^2$, 익형은 NACA 0010을 선정하였고, 수직 꼬리날개 면적은 $0.386m^2$, 익형은 NACA 0012를 선정하였다.

EAV-2H로 초도 비행시험을 수행한 결과 지상 풍속 기준 3m/sec이상의 바람이 불면 접항법 수행 시 방향 안정성과 방향 조종성 확보에 어려움이 있었다(주어진 비행궤적에 따른 추적비행이 안됨). 특히, 이륙 시 측풍에 대한 방향 안정성 및 조종성의 향상이 요구되므로 Advanced Aircraft Analysis(AAA)[10]을 이용한 수직 꼬리 날개와 방향타의 재설계를 진행하였다.

2.2 수직 꼬리날개 해석 절차 및 방법

일반적으로 수직 꼬리날개 해석에 가장 중요한 두 요소는 방향 안정성(directional stability)과 방향 조종성(directional control)이다. 이를 충족하기 위한 디자인 요구 사항을 간단히 정리하면 아래와 같다.

1. 수직 꼬리날개의 가장 중요한 기능은 방향 안정성의 확보에 있다. 이를 위해 반드시 $Cn_\beta > 0$ 고, $Cn_r < 0$ 이다. 가장 중요한 디자인 요소들은 수직 꼬리날개 면적(S_v)과 수직 꼬리날개의 모멘트 암(l_v)이다.
2. 수직 꼬리날개의 두 번째 기능은 directional trim($\sum F_y = 0, \sum N_{cg} = 0$)을 유지해야 한다. EAV-2H는 좌우 대칭을 가지는 비행체이므로 자연적으로 이 조건을 충족한다. EAV-2H는 저속($u_1 = 7.6 \text{ m/sec}$)비행체이므로 프로펠러의 영향은 고려하지 않는다[11-12].
3. 수직 꼬리날개의 세 번째 기능은 방향 조종성의 확보에 있다. 이를 위해 가장 중요한 요소는 방향타(rudder)의 크기이다.

글라이더와 고성능 활공기(sailplane)를 기준으로 한 디자인 가이드라인[10]은 아래와 같다.

1. $Cn_\beta > 0.0573 \text{ rad}^{-1}$, $-0.1 < Cn_r < -1$
 $Cn_\beta \equiv$ Variation of airplane yawing moment coefficient with angle of sideslip
 $Cn_r \equiv$ Variation of airplane yawing moment coefficient with dimensionless rate of change of yaw rate
2. $0.02 < \bar{V}_v = \frac{S_v l_v}{S_w b_w} < 0.07$
 $\bar{V}_v \equiv$ 수직 꼬리날개의 부피 계수
 $S_v \equiv$ 수직 꼬리날개의 면적
 $l_v \equiv$ 수직 꼬리날개 모멘트 암($X_{c.g} - X_{ac_v}$)
 $S_w \equiv$ 날개 면적
 $b_w \equiv$ 날개 길이

2.3 EAV-2H 요잉 모멘트 계수(Cn) 계산

일차적으로 EAV-2H의 확보된 방향 안정성($Cn_\beta = 0.0748 \text{ rad}^{-1}$)을 바탕으로 측풍에 대한 방향 조종성을 개선하기 위해 방향타의 크기를

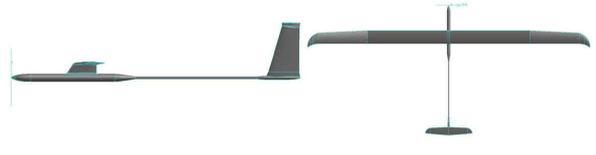


Fig. 2. Designed Configurations for EAV-2H

조정하였다. EAV-2H의 기체 형상은 Fig. 2에서 확인 할 수 있다. 순항속도는 7.6m/sec이고, 방향타의 최대 각(maximum deflection)은 30°로 고정하여 계산을 수행하였다. 일차적으로, 수직 꼬리날개의 크기를 기존 EAV-2H의 꼬리날개 크기로 유지하고 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비(C_r/C_v)만 조정하여 방향 조종성을 계산하였다. 디자인 프로그램인 AAA는 주어진 에어포일 자료와 비행기 형상을 바탕으로 기존에 디자인된 유사한 형상의 비행기 자료들과 비교분석하여 계산된 값을 산출한다. Fluent를 이용한 CFD 계산결과와 비교하여도 상당히 정확한 값을 제시한다[6-9].

요잉 모멘트 계수(Cn):

$$C_n = C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta a}} \delta a + C_{n_{\delta r}} \delta r \quad (1)$$

여기서,

$$C_{n_0} \cong 0 \text{ (좌우 대칭을 가지는 비행체)}$$

$$C_{n_{\delta a}} \cong 0 \text{ 또는 약간 + (실제 비행; 약간 -)}$$

따라서

$$C_{n_\beta} \beta + C_{n_{\delta r}} \delta r = 0; \text{ 수평 비행(level flight)} \quad (2)$$

$$\beta = \text{옆미끄림 각}$$

$$C_{n_{\delta r}} = \text{Variation of airplane yawing moment coefficient with rudder deflection angle}$$

$$\delta r = \text{방향타 변위 각}$$

$$\delta a = \text{보조날개 변위 각}$$

$$C_{n_0} = \text{Yawing moment coefficient for zero sideslip angle and zero control surface deflections}$$

III. 해석 결과

3.1 방향 조종성(방향타 크기)

EAV-2H의 방향 안정성($Cn_\beta = 0.0748 \text{ rad}^{-1}$), 순항속도 $u_1 = 7.6 \text{ m/sec}$, 및 방향타의 최대 변위

Table 1. EAV-2H's rudder sizing
 ($Cn_{\beta} = 0.0748 rad^{-1}$, $\delta r = 30^{\circ}$, $u_1 = 7.6 m/sec$)

C_r/C_v (%)	$C_{n_{\delta r}}$ (rad^{-1})	$C_{n_{\delta r}} \delta r$	β (deg)	v_1 (m/sec)
30	-0.0472	-0.0247	19°	2.62
40	-0.0529	-0.0277	21.5°	2.99
50	-0.0576	-0.0302	23.2°	3.26
60	-0.0618	-0.0324	25°	3.54
70	-0.0660	-0.0346	26.5°	3.79

($C_r/C_v \equiv$ 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비,
 $v_1 \equiv$ 측풍 속도)

각(maximum deflection) $\delta r = 30^{\circ}$ 로 고정하여 방향타의 크기 변화에 따른 방향 조종성을 계산하였다. 기존에 설계된 EAV-2H의 형상을 최대한 유지하며 수직 꼬리날개의 재설계를 하기위해, 수직 꼬리날개의 모멘트 암의 위치와 형상은 기존과 동일한 형상으로 유지하였다.

기존에 설계된 EAV-2H의 수직 꼬리날개 대비 방향타의 크기(C_r/C_v (%)=30)일 때는 측풍에 대한 방향 조종성은 β (deg)=19°, v_1 (m/sec)=2.62로 제한되지만, 방향타의 면적을 최대 C_r/C_v (%)=70으로 늘리면 방향 조종성은 β (deg)=26.5°, v_1 (m/sec)=3.79로 증가한다. 하지만, 발생 할 수 있는 구조적인 문제점을 고려하여 C_r/C_v (%)=60으로 제한하고, 비행 가능한 풍속영역(지상풍속 기준)을 최대한 확보하기위해 EAV-2H가 가지는 측풍에 대한 방향 조종성(β (deg)=25°, v_1 (m/sec)=3.54)을 가지는 방향타의 크기로 조정하기로 한다.

3.2 수직 꼬리날개의 크기 조정

이전에 수행된 방향 조종성(방향타 크기) 계산을 바탕으로 수직 꼬리날개 대비 방향타의 최대 크기는 60%(C_r/C_v (%)=60)로 제한하고 측풍에 의해 발생하는 측력(side force)의 영향을 최소화하기위해 EAV-2H의 수직 꼬리날개의 크기를 조정하였다. 수직 꼬리날개의 크기를 조정하기위해 두 가지 요소를 고려하였다. 첫 번째는, EAV-2H의 최소한의 방향 안정성($Cn_{\beta} = 0.0573 rad^{-1}$)을 보장하기 위한 디자인 가이드라인이고, 두 번째는 수직 꼬리날개 부피 계수(\bar{V}_v)이다. 일반적으

로 글라이더나 고성능 활공기에 적용되는 수직 꼬리날개 부피 계수는 0.02에서 0.07사이이나, 최근에 개발된 HALE(High Altitude Long Endurance) UAV인 Perseus A = 0.02, Perseus B = 0.015, Theseus = 0.011, Condor = 0.011의 수직 꼬리날개 부피 계수를 가진다. 하지만 수직 꼬리날개 부피 계수보다는 최소한의 방향 안정성($Cn_{\beta} = 0.0573 rad^{-1}$)을 보장하기위한 첫 번째 조건에 우선하여 수직 꼬리날개의 크기를 조정하였다. 계산된 값들은 Table 2에 나열하였다. 실제 설계 제작된 꼬리 날개는 Fig. 3-4를 통해 확인할 수 있다. 수직 꼬리날개크기와 방향타를 수정하기 전 기체인 EAV-2H로 비행시험을 수행한 결과 지상풍속 기준 3m/sec이상의 바람이 불면 점항법 수행 시 방향 안정성과 방향 조종성 확보에 어려움이 있었으나(주어진 비행궤적에 따른 추적 비행이 안됨), 수직 꼬리날개크기와 방향타를 수정한 후, 수행한 5차례 비행시험에서는 지상풍속 기준 5m/sec이하의 조건에서 방향 안정성과 방향 조종성을 확보 할 수 있었다. 점항법 중 피토투브로 측정된 비행속도와 GPS 속도차이를 분석해 계산한 풍속을 바탕으로 최대 12~14m/sec(5차례 비행시험 중 발생한 순간 최대풍속)의 풍속에서 방향 안정성 확보는 기체 특성상 불가능하였으나 원하는 방향으로 비행체를 유도하는 방향

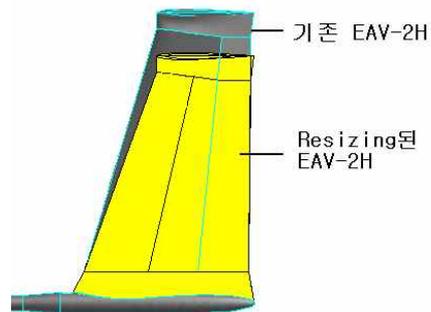


Fig. 3. Vertical Tail and Rudder Resizing



(a) C_r/C_v (%) = 30 (b) C_r/C_v (%) = 60

Fig. 4. Vertical Tail and Rudder Resizing

Table 2. EAV-2H's Vertical Tail Resizing
(Vertical Tail Size is reduced 15 %)

(1/rad)	$\bar{V}_v(0.0283)$	$\bar{V}_v(0.0241)$	안정성
C_{m_α}	-2.9016	-2.8896	< 0
C_{n_β}	0.0748	0.0588	> 0.0573
C_{n_r}	-0.0765	-0.0650	-
C_{y_β}	-0.2125	-0.1675	< 0, ↓ 15%
C_{y_p}	-0.0403	-0.0410	< 0
C_{y_r}	0.1451	0.1130	> 0, ↓ 22%

(C_{y_β} ≡ Variation of airplane side force coefficient with sideslip angle, C_{y_p} ≡ Variation of airplane side force coefficient with dimensionless rate of change of roll rate, C_{y_r} ≡ Variation of airplane side force coefficient with dimensionless rate of change of yaw rate)

조종성 확보는 가능하였다. 5차례에 걸쳐 수행한 비행데이터를 정성적으로 분석한 결과(기체중량 제한으로 AoS 센서 장착을 할 수 없어 측풍의 영향에 대한 정량적 분석이 불가능 함) 풍속 5m/sec이하에서는 안정적인 방향 안정성과 방향 조종성 확보가 가능하였다.

3.3 HALE 꼬리날개 설계

EAV-2H의 꼬리날개 설계 및 비행시험 결과를 바탕으로 한국항공우주연구원이 개발 중인 고고도 장기체공 전기추진 무인기(EAV-3)의 꼬리날개 설계를 하였다. 일반적인 항공기 설계에서 방향타의 크기는 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비(C_r/C_v)가 30% 이하로 제한되지만 특히 측풍에 취약한 비행체 특성을 고려하여 평균 방향타 시위 대 수직 꼬리날개 시위 비를 60%까지 늘려 방향타를 설계하였다. 또한, 측풍에 의해 발생하는 측력(side force)의 영향을 최소화하기 위해 최근에 개발된 HALE UAV와 같이 수직

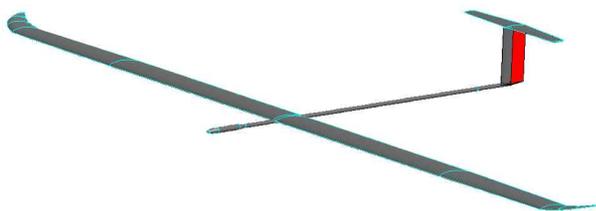


Fig. 5. Designed Configurations for KARI's Electric-powered Aerial Vehicles(EAV-3)

꼬리날개 부피 계수를 글라이더나 고성능 활공기 수직 꼬리날개 설계의 기준인 0.02보다 작은 0.0177로 설계하였고 $C_{n_\beta} = 0.0595 \text{ rad}^{-1}$ 로 방향 안정성을 확보하였다. 설계된 EAV-3은 Fig. 5를 통해 확인할 수 있다.

IV. 결 론

방향 조종성을 개선하기 위해 방향타의 크기를 기존의 $C_r/C_v(\%)=30$ 을 $C_r/C_v(\%)=60$ 로 늘려 EAV-2H가 가지는 측풍에 대한 방향 조종성 ($\beta(\text{deg})=25^\circ$, $v_1(\text{m/sec})=3.54$)을 개선하였다. 또한, 측풍에 의해 발생하는 측력(side force)의 영향을 최소화하기 위해 EAV-2H의 수직 꼬리날개 크기를 기존 대비 15% 줄여(최소한의 방향 안정성 확보, $C_{n_\beta} = 0.0588 \text{ rad}^{-1}$), C_{y_β} 는 15% C_{y_r} 는 22% 감소시키므로 측풍이 EAV-2H에 미치는 영향을 최소화 하였다. 설계된 EAV-2H의 꼬리날개의 성능은 비행 시험을 통해 검증하였고 그 결과를 적용하여 고고도 장기체공 전기추진 무인기(EAV-3)의 꼬리날개를 설계하였다. 설계 기준을 간략히 정리하면 아래와 같다.

1. $0.01 < \bar{V}_v = \frac{S_v l_v}{S_w b_w} < 0.02$
2. 방향타의 크기는 $C_r/C_v(\%)=60$ 로 제한
3. $C_{n_\beta} > 0.0573 \text{ rad}^{-1}$ (방향 안정성 확보)

References

- 1) Romeo, G., Frulla, G., Cestino, E., and Corsino, G., "HELIPLAT: Design, Aerodynamic and Structural Analysis of Long-Endurance, Solar-Powered Stratospheric Platform," Journal of Aircraft, vol. 41, No. 6, Nov.-Dec. 2004.
- 2) Oodo, M., Tsuli, H., and Miura, R., "Experiments on IMT-2000 Using Unmanned Solar Powered Aircraft at an Altitude of 20 km," IEEE Transactions on Vehicular Technology, vol. 54, No. 4, July 2005.
- 3) Nickol, C., Guynn, M., Kohout, L., and Ozoroski, T., "High Altitude Long Endurance UAV Analysis of Alternatives and Technology Requirements Development," NASA/TP-2007-214861, March 2007.
- 4) Youngblood, J., Talay, T., and Pegg, R.,

"Design of Long Endurance Unmanned Airplanes Incorporating Solar and Fuel Cell Propulsion," AIAA 84-1430, June 1984.

5) Atreya, S., Mata, M., Jones, R., and Kohout, L., "Power System Comparisons for a High Altitude Long Endurance (HALE) Remotely Operated Aircraft (ROA)," AIAA 2005-7401, September 2005.

6) Jin, W., Lee, Y., Kim, C., Ahn, S., and Lee, D., "Computational Analysis of Aerodynamic Performance of a Small-Scale Electric Aerial Vehicle," Proceeding of the 2010 Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (KSAS) Fall Conference, vol. 1., pp. 473-476.

7) Korea Aerospace Research Institute, January 2011, "System and Operational Technology Research for Electric Airplane (I)"

8) Jin, W., Lee, Y., Kim, C., and Ahn, S.,

"Initial Design and Computational Aerodynamic Analysis of a Medium Electric Aerial Vehicle," Proceeding of the 2011 Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (KSAS) Spring Conference, vol. 1., pp. 850-855.

9) Korea Aerospace Research Institute, January 2012, "System and Operational Technology Research for Electric Airplane (II)"

10) Advanced Aircraft Analysis Software Package(AAA), Ver. 3.2, DARCorporation, Lawrence, KS, USA.

11) J. Roskam, 2004, "Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutways and Inboard Profiles," DARCorp., Lawrence, KS, USA.

12) J. Roskam, 2004, "Airplane Design Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements," DARCorp., Lawrence, KS, USA.