論文

초소형 비행체 하중해석을 위한 공력보정

구교남*

Aerodynamic Corrections for Load Analysis of Micro Aerial Vehicle

Kyo-Nam Koo*

ABSTRACT

Aerodynamic influence coefficient linearly relates pressure with downwash in panel method for load analysis in which the viscosity of a flow is ignored and the compressibility cannot be taken into account in transonic region. Since the planform of an aerodynamic surface determines the coefficient, the panel method has a limit to the analysis of low Reynolds number flow. The accuracy of the pressure distribution can be improved by a direct correction to the pressure or a correction to the downwash, which is considered the change of camber or thickness, using the aerodynamic coefficients from wind tunnel test as constraints. A premultiplying correction method as well as a postmultiplying correction method is applied to a micro air vehicle to provide more accurate aerodynamic pressure for trim and load analyses. Theoretical aerodynamic pressure is obtained from the panel method. Correction factor matrix and correct pressure coefficient are computed for the conditions with two constraints in addition to single constraint. The postmultiplying correction method gives a better improvement in pressure distribution on micro air vehicle due to the flow characteristics on it.

초 록

하중해석을 위한 선형 패널법에서 압력과 다운워시와의 관계는 공력영향계수로 표현되며 점성 효과는 무시되고 천음속 영역에서 압축성 효과를 적절히 표현하지 못한다. 공력영향계수는 공력면의 평면형상에 의해 결정되므로 저 레이놀즈 수의 유동의 특성을 나타내는 데는 한계가 있다. 따라서 공력계수의 시험치를 구속조건으로 하여 압력분포를 직접 보정하거나 다운워시를 보정하여 유효 캠버나 두께를 반영하여 압력분포를 보정하게 된다. 본 논문에서는 전승보정방법과 후승보정방법을 초소형 비행체의 균형해석 및 하중해석을 위한 공기력 보정에 적용하였다. 이론적인 공기력은 패널법을 이용하였으며 단일 구속조건과 이중 구속조건을 적용하여 보정행렬과 보정된 압력계수를 구하였다. 초소형 비행체의 공력보정에 있어서 비행영역의 특성으로 인해 후승보정방법이 보다 나은 결과를 나타내었다.

Key Words : Aerodynamic Correction(공력보정), Postmultiplying Correction(후승보정), Premultiplying Correction(전승보정), Pressure Coefficient(압력계수), Panel Method(패널법)

† 2005년 1월 3일 접수 ~ 2005년 3월 18일 심사완료

* 정회원, 울산대학교 항공우주공학과
연락저자, E-mail: knkoo@mail.ulsan.ac.kr
울산광역시 남구 무거2동 산 29번지

Ⅰ. 서 론

전자계산기의 발달은 공학 분야뿐만 아니라 모

든 생활영역에 막대한 영향을 미치고 있는 시대가 되었다. 이에 따라 전산유체역학 분야도 많은 발전을 이루었지만 풍동시험과 선형 포텐셜 이론에 기초한 패널법(panel method)은 아직도 항공기 개발과정에 중요한 역할을 하고 있다.

항공기에 작용하는 항력 및 양력을 정확하게 예측하기 위해서는 압축성과 점성을 고려한 비선형 이론을 사용해야 한다. 그러나 구조설계 및 해석을 위한 양력의 평가를 위해서는 수많은 하중해석을 통해 기동조건에 대한 균형해(trim solution)와 양력분포를 구해야 되므로 비선형이론의 사용은 현실적이지 못하다. 또한 최근 개발되는 항공기의 구조는 경량화 추세에 의해 유연하게 설계된다. 이에 따라 비행 시 날개의 변형이 크게 발생하므로 기동 조건별로 변형을 고려하여 공력특성을 계산해야 하는 것도 비선형 공력이론의 적용을 어렵게 하는 요인이 되고 있다. 일반적으로 선형 포텐셜 이론이 타당한 양력분포 제공하는 것으로 알려져 있어 구조 하중해석에는 이 방법을 적용한 패널법이 널리 사용되고 있으며 필요한 경우에 풍동시험 결과를 이용해 보정하고 있다.

1990년대 이후에 창공91, 쌍발복합재 항공기, KT-1 기본훈련기, T-50 고등훈련기 등의 항공기가 개발되었으며 초소형 비행체의 개발도 활발한 것으로 알려져 있으나[1-4] 하중해석 과정 중에 필수적인 공력보정에 대한 연구는 발표된 사례가 없는 것으로 알고 있다.

본 연구에서는 Rodden과 Revell[5]이 제안한 공력보정기법을 초소형비행체(Macro Aerial Vehicle: MAV)의 하중해석에 적용하였다. 초소형비행체는 작은 비행체 크기와 낮은 비행속도(10~20 m/s)로 인해 저 레이놀즈 수 영역(~10^5)에서 비행하므로 패널법에 의한 공력계수는 난류를 고려한 공력계산결과나 풍동시험결과를 이용하여 보정해야 한다. 본 연구에서는 제한적이긴 하지만 풍동시험결과에서 얻은 공력계수를 구속조건으로 초소형 비행체의 압력분포를 보정하였다. 사용된 보정계수는 상용 프로그램인 MSC/NASTRAN에 직접 입력되어 균형해를 찾고 하중해석을 수행하는데 사용될 수 있다.

II. 공력보정이론

패널법에서는 공력면을 많은 패널로 나누어 패널의 1/4 시위선에 와류 또는 더블릿을 위치시키고 3/4 시위선에 제어점을 위치시킨다. 1/4 시위선에서의 압력계수 C_p와 3/4 시위선에서의 무차원 다운워시(downwash) w와의 관계는 다음과 같은 선형 대수방정식으로 표현된다.

$$\{w\} = [A]\{C_p\} \tag{1}$$

여기서 $[A]$는 공력영향계수(aerodynamic influence coefficient)이다.

각 패널에 작용하는 양력과 모멘트 등의 공력하중은 압력계수를 면적적분하여 구할 수 있다.

$$\{f\} = \bar{q}[S_b]\{C_p\} \tag{2}$$

여기서 $\bar{q}$는 동압, $[S_b]$는 적분행렬이다.

식 (1)에서 이론적인 압력계수는

$$\{C_p\} = [A]^{-1}\{w\} \tag{3}$$

공력하중은 시험치 또는 보다 정확한 이론치 f_c를 구속조건으로 압력계수를 보정될 수 있으며 MSC/NASTRAN에서는 다음 식을 이용한다.

$$\{f_c\} = \bar{q}\lceil W\rfloor\lceil S_b\rfloor\{C_p\} + \bar{q}\lfloor S_b\rfloor\{C_p^0\} \tag{4}$$

여기서 $\lceil W\rfloor$는 보정행렬(correction factor matrix)이며 본 논문에서 $\lceil\ \rfloor$는 대각행렬을 표시하기 위해 사용하기로 한다. $\{C_p^0\}$는 초기 붙임각에 대한 보정 압력계수를 나타낸다. 식 (4)에서 두 가지 경우를 생각할 수 있는데 다음과 같다.

(i) $\lceil W\rfloor \neq \lceil I\rfloor$, $\{C_p^0\} = \{0\}$ (5-a)

(ii) $\lceil W\rfloor = \lceil I\rfloor$, $\{C_p^0\} \neq \{0\}$ (5-b)

경우 (i)은 압력계수에 보정행렬 $\lceil W\rfloor$를 곱하여 압력을 보정하는 방법이며 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\{f_c\} = \bar{q}\lceil W_p\rfloor\lceil S_b\rfloor\{C_p\} \tag{6}$$

여기서 보정행렬 $\lceil W_p\rfloor$의 하첨자 p는 압력보정을 뜻하며 이 행렬은 공력영향행렬 앞에 곱해지므로 전승(premultiplying) 보정행렬이라고 한다.

경우 (ii)는 압력계수가 $\{C_p + C_p^0\}$로 표현되므로 보정된 패널 하중은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}\{f_c\} &= \bar{q}\lceil S_b\rfloor[A]^{-1}(\{w\}+\{\delta w\}) \\ &= \bar{q}\lceil S_b\rfloor[A]^{-1}\lceil W_w\rfloor\{w\}\end{aligned} \tag{7}$$

여기서 보정행렬 $\lceil W_w\rfloor$의 하첨자 w는 다운워시 보정을 뜻하며 공력영향행렬 뒤에 곱해지므로 후승(postmultiplying) 보정행렬이라고 한다.

2.1 전승보정방법

압력계수의 시험치 $\{C_{pe}\}$는 식 (3)의 이론적인 압력계수 $\{C_{pt}\}$ 앞에 전승보정 행렬 $\lceil W_p \rfloor$를 곱함으로써 얻을 수 있다.

$$\{C_{pe}\} = \lceil W_p \rfloor \{C_{pt}\} \tag{8}$$

일반적으로 시험에서 압력분포보다는 양력계수와 모멘트 계수 등을 측정하므로 공력계수 벡터 $\{C_e\}$는 $\{C_{pe}\}$를 날개에 대해 적분하여 얻을 수 있다.

$$\{C_e\} = [S]\{C_{pe}\} \tag{9}$$

여기서 적분행렬 $[S]$는 사용된 공력계수가 M개 이면 $M \times N$인 직사각행렬이 된다.

따라서 식 (7) ~ (9)로부터 공력계수 벡터 $\{C_e\}$는 다음과 같이 표현된다.

$$\{C_e\} = [S] \lceil W_p \rfloor [A]^{-1}\{w\} \tag{10}$$

식 (10)에서 $\lceil W_p \rfloor$를 제외하고는 모두 알고 있는 값이지만 일반적으로 $M < N$이 되므로 방정식의 개수가 부족하게 되어 무수히 많은 해가 존재하게 된다. 따라서 본 연구에서는 최소자승법을 이용하여 해를 구한다. 보정계수의 편차 $\{\varepsilon_p\}$를 다음과 같이 정의하여 하중분포의 변화를 가능한 균일하게 한다.

$$\{\varepsilon_p\} = \{W_p\} - \{I\} \tag{11}$$

따라서 다음과 같은 가중 자승치를 최소화시키는 $\{\varepsilon_p\}$를 구함으로써 $\lceil W_p \rfloor$를 결정할 수 있다.

$$\{\varepsilon_p\}^T \lceil T_p \rfloor \{\varepsilon_p\} = \text{Minimun} \tag{12}$$

여기서 $\lceil T_p \rfloor$는 가중(weighting)행렬이다.

식 (11)을 이용하여 식 (10)을 다시 정리하면

$$\begin{aligned}\{C_e\} &= [S] \lceil 1 + \varepsilon_p \rfloor \{C_{pt}\} \\ &= [S]\{C_{pt}\} + [S]\{C_{pt}\}\{\varepsilon_p\}\end{aligned} \tag{13}$$

식 (13)의 두 번째 식에서 첫 번째 항은 이론적인 공력계수로 다음과 같다.

$$\{C_t\} = [S]\{C_{pt}\} \tag{14}$$

그리고 두 번째 항에서 $[S_p] = [S] \lceil C_{pt} \rfloor$로 정의하면 공력계수의 오차 $\{\Delta C_e\}$는 다음과 같이 주어진다.

$$\{\Delta C_e\} = \{C_e\} - \{C_t\} = [S_p]\{\varepsilon_p\} \tag{15}$$

따라서 구속조건 식 (13)을 받는 오차 범함수 (functional) f_p가 최소값을 갖기 위한 조건은 라그랑지 승수(Lagrange multiplier) λ_p를 이용하면 다음과 같은 변분식으로 표현된다.

$$\delta f_p + \{\lambda_p\}^T\{\Delta C_e\} = 0 \tag{16}$$

이때 f_p는 식 (12)에 의해 다음과 같이 정의된다.

$$f_p = \frac{1}{2}\{\varepsilon_p\}^T \lceil T_p \rfloor \{\varepsilon_p\} \tag{17}$$

식 (15)와 식 (17)을 식 (16)에 대입하면

$$\left(\{\varepsilon_p\}^T \lceil T_p \rfloor + \{\lambda_p\}^T [S_p]\right)\delta\{\varepsilon_p\} = 0 \tag{18}$$

식 (18)은 임의의 $\delta\{\varepsilon_p\}$에 대해 만족해야 하므로

$$\{\varepsilon_p\}^T \lceil T_p \rfloor + \{\lambda_p\}^T [S_p] = 0 \tag{19}$$

식 (19)에 전치(transpose)를 취하면

$$\lceil T_p \rfloor \{\varepsilon_p\}^T + [S_p]^T\{\lambda_p\} = 0 \tag{20}$$

식 (15)와 식 (20)을 이용하면 $\{\lambda_p\}$와 $\{\varepsilon_p\}$는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\{\lambda_p\} = -\left([S_p] \lceil T_p \rfloor^{-1} [S_p]^T\right)^{-1}\{\Delta C_e\} \tag{21-a}$$

$$\{\varepsilon_p\} = -\lceil T_p \rfloor^{-1} [S_p]^T\{\lambda_p\} \tag{21-b}$$

따라서 보정계수는 식 (11)과 식 (21-b)로부터

$$\{W_p\} = \{\varepsilon_p\} + \{I\} \tag{22}$$

보정행렬은 식 (22)를 식 (8)과 같이 대각행렬 형태로 다시 정리하여 구할 수 있다.

가중함수 T_p는 임의로 결정되며 유일한 조건은 양수이어야 한다는 것이다. 그러나 공학적 판단을 위한 기준을 제시할 수 있다. 예를 들어 구속조건이 하나이며 C_L일 때 모든 보정계수를 단순히 시험치와 이론치의 비로 선택할 수 있다. 즉 다음과 같이 $\lceil T_p \rfloor$를 결정할 수 있다.

$$\lceil T_p \rfloor = \lceil C_{pt} \rfloor \lceil S \rfloor \tag{23}$$

식 (23)을 사용하면 보정행렬이 다음과 같이 됨을 증명할 수 있다.

$$\lceil W_p \rfloor = (C_{Le}/C_{Lt}) \lceil I \rfloor \tag{24}$$

따라서 일반적인 경우에 전승보정을 위한 가중함수를 다음과 같이 선택할 수 있으며 이때 T_{pi}는 단위 다운워시에 의한 양력계수를 뜻한다.

$$T_{pi} = |\sum_{j=1}^{N} A_{ij}^{-1}| \tag{25}$$

식 (25)에 의한 방법 이외에 추가적인 연구에 의해 다른 방법도 사용할 수 있다.

두 가지 이상의 공력형상에 대한 공력계수를 구속조건으로 사용하는 경우를 다중 구속조건이라고 한다. 예를 들어, 여러 받음각에 대한 공력계수들이 구속조건이 되거나 조종면의 처짐이 있을 때의 공력계수들이 구속조건으로 추가되는 경우이다. 조종면의 처짐을 포함하는 여러 형상에 대한 보정행렬을 구하는 방법으로 일반화하기 위해 두개의 구속조건에 대해 첨자 1, 2로 구분하여 변수를 정의하면 두 형상에 대한 압력계수의 분포는 각각 다음과 같이 표현된다.

$$\{C_{pt1}\} = [A]^{-1}\{w_1\} \tag{26-a}$$

$$\{C_{pt2}\} = [A]^{-1}\{w_2\} \tag{26-b}$$

따라서 양력계수는 각각 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned}\{\Delta C_{e1}\} &= \{C_{e1}\} - \{C_{t1}\} \\ &= [S]\,|\,C_{pt1}\,|\,\{\varepsilon_p\} \\ &= [S_{p1}]\{\varepsilon_p\}\end{aligned} \tag{27-a}$$

$$\begin{aligned}\{\Delta C_{e2}\} &= \{C_{e2}\} - \{C_{t2}\} \\ &= [S_{p2}]\{\varepsilon_p\}\end{aligned} \tag{27-b}$$

식 (27)을 하나의 식으로 통합하면 다음과 같다.

$$\{\Delta C_e\} = [S_p]\{\varepsilon_p\} \tag{28}$$

여기서

$$\{\Delta C_e\} = \begin{Bmatrix}\{\Delta C_{e1}\} \\ \{\Delta C_{e2}\}\end{Bmatrix},\quad [S_p] = \begin{bmatrix}[S_{p1}] \\ [S_{p2}]\end{bmatrix} \tag{29}$$

식 (15)에 적용한 것과 마찬가지로 다음과 같은 최소화 조건을 적용하여 보정행렬을 구할 수 있다.

$$\{\varepsilon_p\}^T\,\lceil T_p \rfloor\,\{\varepsilon_p\} = \text{Minimun} \tag{30}$$

2.2 후승보정방법

후승보정방법은 다음과 같이 보정행렬을 이용하여 다운워시의 이론치 $\{w\}$를 보정하여 다운워시의 시험치 $\{w_e\}$와 일치하도록 한다.

$$\{w_e\} = |\,W_w\,|\,\{w\} \tag{31}$$

여기서 하첨자 w는 다운워시 보정을 뜻한다.

따라서 압력계수의 시험치는 보정된 다운워시를 이용하여 다음과 구할 수 있다.

$$\begin{aligned}\{C_{pe}\} &= [A]^{-1}\{w_e\} \\ &= [A]^{-1}\,\lceil W_w \rfloor\,\{w\}\end{aligned} \tag{32}$$

보정에 사용되는 구속조건인 공력계수의 시험치는 다음과 같이 계산된다.

$$\begin{aligned}\{C_e\} &= [S]\{C_{pe}\} \\ &= [S][A]^{-1}\,\lceil W_w \rfloor\,\{w\} \\ &= [S][A]^{-1}\,\lceil 1+\varepsilon_w \rfloor\,\{w\} \\ &= [S]\{C_{pt}\} + [S][A]^{-1}\,\lceil w \rfloor\,\{\varepsilon_w\}\end{aligned} \tag{33}$$

$[S_w] = [S][A]\,\lceil w \rfloor$로 정의하면 공력계수의 오차 $\{\Delta C_e\}$는 다음과 같이 된다.

$$\{\Delta C_e\} = \{C_e\} - \{C_t\} = [S_w]\{\varepsilon_w\} \tag{34}$$

가중 최소자승법을 이용하면 다음 조건을 만족하는 $\{\varepsilon_w\}$를 구하는 문제가 된다.

$$\{\varepsilon_w\}^T\,\lceil T_w \rfloor\,\{\varepsilon_w\} = \text{Minimun} \tag{35}$$

식 (35)의 해는 전승보정방법에서 언급한 방법으로 구할 수 있으므로 생략한다. 식 (35)의 해 $\{\varepsilon_w\}$를 구하면 보정행렬은 다음과 같이 정리된다.

$$|\,W_w\,| = \lceil 1+\varepsilon_w \rfloor \tag{36}$$

식 (35)에서 가중행렬 $\lceil T_w \rfloor$는 식 (23)의 $\lceil T_p \rfloor$와 마찬가지로 임의의 값이 될 수 있다. 그러나 전승보정방법에서와 유사한 이유로 다음과 같이 선택할 수 있다.

$$T_{wi} = |\sum_{i=1}^{N} A_{ij}^{-1}| \tag{37}$$

후승보정방법을 다중구속에 대해 확장하면 식 (28)과 유사하게 두 조건에 대한 공력계수의 오차는 다음과 같이 정리된다.

$$\{\Delta C_{e1}\} = [S_{w1}]\{\varepsilon_w\} \tag{38-b}$$

$$\{\Delta C_{e2}\} = [S_{w2}]\{\varepsilon_w\} \tag{38-a}$$

$$\{\varepsilon_w\}^T\,\lceil T_w \rfloor\,\{\varepsilon_w\} = \text{Minimun} \tag{39}$$

식 (38-a)와 (38-b)는 다음식과 같이 결합된다.

$$\{\Delta C_e\} = [S_w]\,\{\varepsilon_w\} \tag{40}$$

여기서

$$\{\Delta C_e\} = \begin{Bmatrix} \{\Delta C_{e1}\} \\ \{\Delta C_{e2}\} \end{Bmatrix}, \quad [S_w] = \begin{bmatrix} [S_{w1}] \\ [S_{w2}] \end{bmatrix} \tag{41}$$

식 (40)과 식 (39)의 해는 단일구속의 해와 같은 방법으로 구한다.

III. 결과 및 검토

본 연구에서는 초소형 비행체의 압력분포를 보정하기 위해 전술한 방법들을 적용하였다. 초소형비행체의 형상은 참고문헌 [6]에 제시된 형상이며 분할된 공력 패널은 대칭 기동에 대해서만 다루므로 그림 1과 같이 우측 공력면만을 모델링하여 대칭조건을 적용하였다. 공력 모델에 사용된 익형은 S5010이고 익형의 두께는 고려되지 않으며 캠버만 고려된다. 캠버는 패널의 중심선의 3/4 시위선 지점의 국부 받음각으로 고려된다. 공력영향계수 $[A]$는 MSC/NASTRAN의 Aeroelasticity 모듈과 subDMAP PFAERO를 이용하여 추출한 후 역행렬 $[A]^{-1}$를 구하였으며 그림 1에 제시된 패널의 $[A]$는 84×84이다.

풍동시험에 의한 공력계수는 참고문헌 [7]과 [8]에 제시되어 있는 결과를 이용하였으며 $\alpha = 3^\circ$ 와 $\alpha = 25^\circ$ 일 때의 양력계수를 구속조건으로 선정하였다. 표 1에 두 받음각 조건에 대한 이론치와 시험치를 제시하였다. 일반적인 예상과는 달리 $\alpha = 3^\circ$ 일 때 보다 $\alpha = 25^\circ$ 일 때 양력계수의 오차가 작게 평가되었다.

표 1. 보정된 양력계수, C_L

받음각, α		3 도	25 도
패널법, C_L		0.0909	0.7202
풍동시험, C_L [8]		0.215	0.816
전승보정, C_L	단일구속	0.215	0.816
	이중구속	0.215	1.212
후승보정, C_L	단일구속	0.215	0.816
	이중구속	0.182	0.811

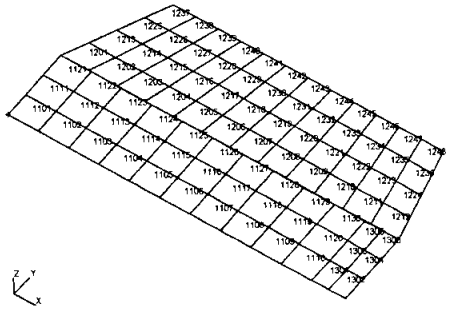

그림 1. 공력하중계산을 위한 공력패널

압력분포의 보정은 먼저 하나의 특정한 받음각에 대한 양력계수를 구속조건으로 하여 수행하였으며, 추가적으로 두개의 받음각에 대한 양력계수들을 구속조건으로 하여 수행하였다. 즉 하나의 구속조건과 두개의 구속조건을 사용하여 각각 압력분포를 보정하였다.

$\alpha = 3^\circ$ 일 때와 $\alpha = 25^\circ$ 일 때 각각의 양력계수의 시험치를 구속조건으로 보정한 결과는 구속조건과 동일한 양력계수를 나타내었다. 하지만 $\alpha = 3^\circ$ 와 $\alpha = 25^\circ$ 에서의 양력계수를 동시에 구속조건으로 사용한 경우에 보정 양력계수는 보다 많은 오차를 포함하고 있음을 확인할 수 있다. 먼저 이중구속에 의한 전승보정방법을 살펴

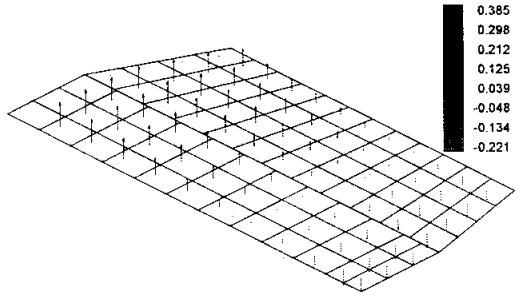

그림 2. 패널법 $\{C_{pt}\}$: $\alpha = 3^\circ$

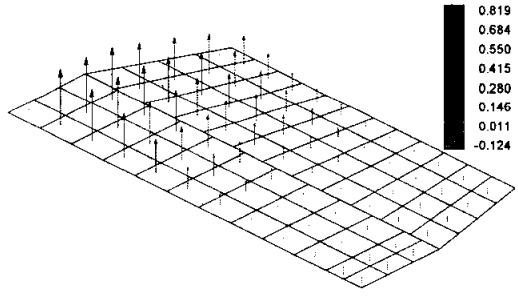

그림 3. 전승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha = 3^\circ$ 단일구속

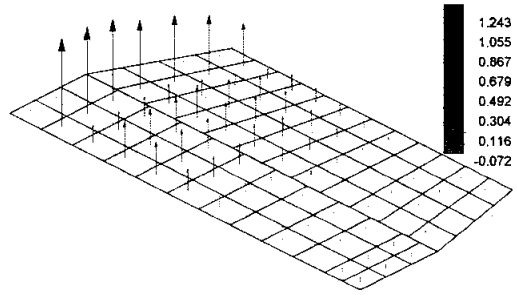

그림 4. 전승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha = 3^\circ$ 이중구속

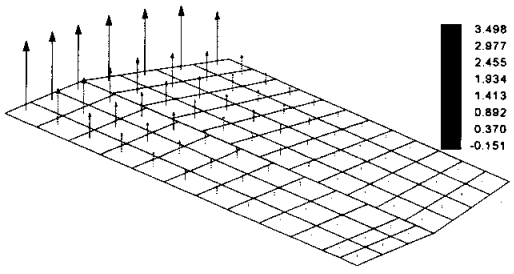

그림 5. 패널법 $\{C_{p_l}\}$: $\alpha=25^\circ$

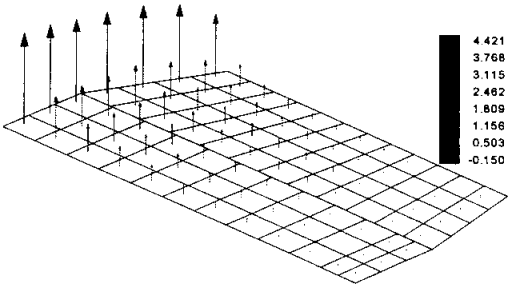

그림 6. 전승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=25^\circ$ 단일구속

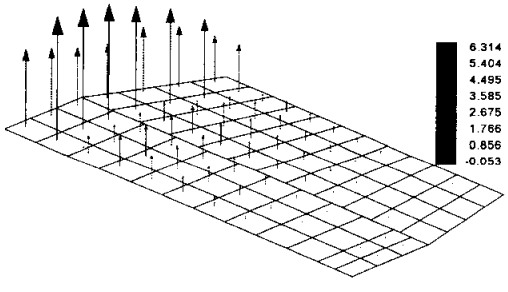

그림 7. 전승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=25^\circ$ 이중구속

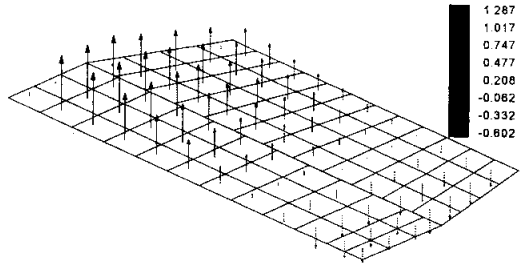

그림 8. 전승보정 $\{\varepsilon_p\}$: $\alpha=3^\circ$ 단일구속

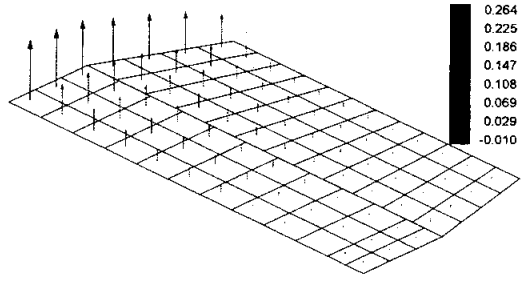

그림 9. 전승보정 $\{\varepsilon_p\}$: $\alpha=25^\circ$ 단일구속

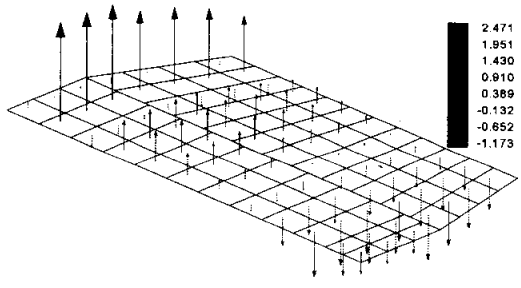

그림 10. 전승보정 $\{\varepsilon_p\}$: 이중구속

보면 $\alpha=3^\circ$ 일 때 시험치와의 오차는 0%이지만 받음각 $\alpha=25^\circ$ 일 때 오차는 무려 48.5%나 되고 있다. 후승보정방법을 사용하면 $\alpha=3^\circ$ 일 때 시험치와의 오차는 15.3%이며 $\alpha=25^\circ$ 일 때 오차는 0.6%로 전승보정방법에 비해 작은 오차를 주고 있다. 후승보정방법이 전승보정방법에 비해 좋은 결과를 주는 이유는 후승보정방법은 익형의 캠버나 두께를 보정하는 방법이기 때문이다. 부연하면 저 레이놀즈 수 유동은 경계층 박리나 난류로의 천이가 쉽게 일어나 유효 캠버나 두께가 변하므로 후승보정방법은 이를 적절히 고려할 수 있기 때문이라고 판단된다.

$\alpha=3^\circ$ 일 때의 패널법에 의한 압력계수분포가 그림 2에 있으며 전승보정방법을 이용하여 보정된 압력분포를 그림 3과 그림 4에 제시하였다. 그림 3은 $\alpha=3^\circ$ 일 때 양력계수만을 구속조건으로 보정된 압력계수의 분포이며 그림 2의 분포와 유사한 분포를 보이며 작게 평가된 이론치가 보정된 결과에서는 크게 계산되고 있음을 확인할 수 있다. 그림 4에는 두 받음각에서의 양력계수의 시험치를 구속조건으로 보정한 압력분포이다. 구속조건에 하나일 때에 비해 앞전에서 두 번째 열의 패널들에서 압력계수가 크게 평가되었으며 세 번째 열의 패널들에서는 상대적으로 작게 평가되어 이론적인 분포의 변형이 발생하였다.

$\alpha=25^\circ$ 일 때 각 패널에 작용하는 압력계수의 이론치를 그림 5에 나타내었다. 단일 구속조건으로 보정된 압력계수의 분포가 그림 6에 있

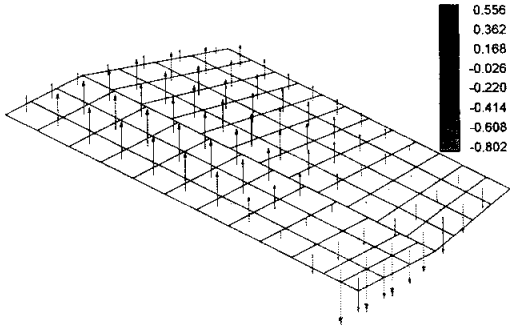

그림 11. 후승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=3^\circ$ 단일구속

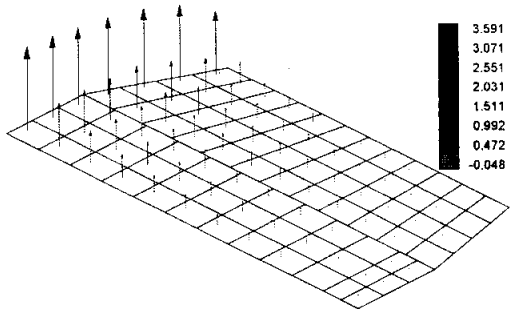

그림 13. 후승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=25^\circ$ 단일구속

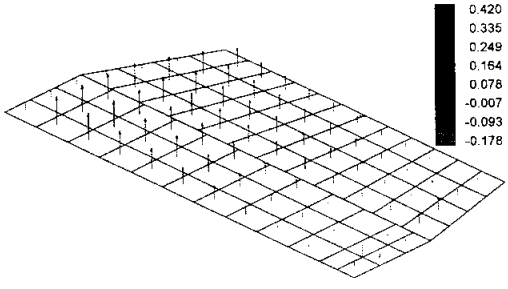

그림 12. 후승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=3^\circ$ 이중구속

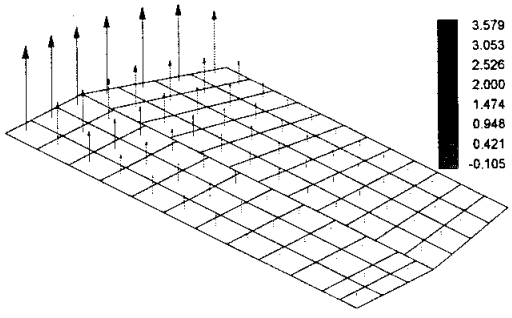

그림 14. 후승보정 $\{C_{pe}\}$: $\alpha=25^\circ$ 이중구속

다. 구속조건으로 사용된 양력계수와 보정된 양력계수가 같은 값을 가지므로 두 압력계수의 분포는 유사하며 단지 크기가 차이 날 뿐이다. 그림 7에는 두 받음각에서의 양력계수의 시험치를 구속조건으로 보정한 압력분포이다. $\alpha=3^\circ$ 일 때와 마찬가지로 앞전에서 두 번째 열에 있는 패널들의 압력계수가 매우 크게 보정되며 표 1에서 알 수 있듯이 양력계수가 과도하게 평가되었다.

그림 8과 그림 9는 각각 $\alpha=3^\circ$ 와 $\alpha=25^\circ$ 에 대한 보정계수의 증분량 $\{\varepsilon_p\}$의 분포를 나타낸다. 단일 구속조건에서 두 받음각에 대한 $\{\varepsilon_p\}$의 분포는 압력의 이론적 분포와 유사한 양상을 가짐을 확인할 수 있다. $\alpha=25^\circ$ 일 때의 양력계수의 차가 작기 때문에 보정행렬이 상대적으로 작게 됨을 알 수 있다. 그림 10에는 두 구속조건을 사용했을 때 $\{\varepsilon_p\}$의 분포이며 그림 4와 그림 7의 결과에서 예상할 수 있듯이 앞전에서 두 번째 열의 값들이 크게 나타나고 있다.

후승보정에 의한 압력계수의 분포를 그림 11 ~ 그림 14에 나타내었다. 그림 11에 제시된 $\alpha=3^\circ$ 일 때 단일 구속조건에 의한 압력분포는 그림 2의 압력분포에 비해 승강타에서의 압력이 아래 방향으로 매우 크게 증가하였으며 양의 압력계수를 갖는 부분에서는 압력계수의 분포가 고루 증가하였다. 반면에 그림 12에 있는 이중구속에 의한 보정된 압력계수의 분포는 이론적인 분포와 유사한 경향을 보이나 뒷전에서의 압력계수가 대부분 음에서 양으로 반전되었다.

그림 13에 제시된 $\alpha=25^\circ$ 일 때 단일구속에 의해 후승보정된 압력분포는 그림 5의 이론적인 압력분포와의 차이가 거의 없는 것으로 나타나고 있다. 앞서 설명한 대로 양력계수의 이론치와 실험치가 작은 오차를 갖으며 단일 구속조건을 사용했기 때문이다. 그림 14의 이중 구속조건에 의한 후승보정 압력분포 역시 단일 구속조건에 의해 보정된 압력분포와 유사한 이유로 이론적인 압력계수와 매우 유사한 분포를 갖는다.

후승보정방법에 의한 보정계수의 증분량 $\{\varepsilon_w\}$를 그림 15 ~ 그림 17에 도시하였다. $\alpha=3^\circ$ 일 때 단일구속에 의한 보정계수의 분포는 이론적인 압력계수(그림3)에 반비례하는 것으로 나타났다. 즉 80% 시위선 부근에서 보정계수가 가장 크게 평가되었으며 보정계수의 최대치도 비교적 큰 값을 갖는다. $\alpha=25^\circ$ 에 대해 단일 구속조건을 이용한 후승보정계수가 그림 16과 같이 주어지며 이 역시 이론적인 압력분포(그림 5)와 반비례하는 경향을 보여주고 있다. 그림 17은 이중 구속

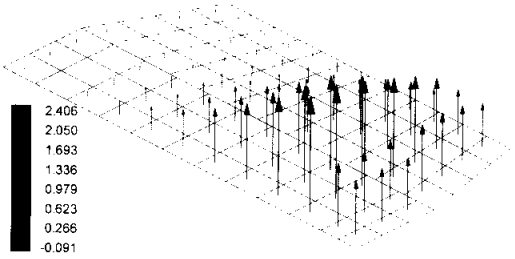

그림 15. 후승보정 $\{\varepsilon_w\}$: $\alpha = 3^\circ$ 단일구속

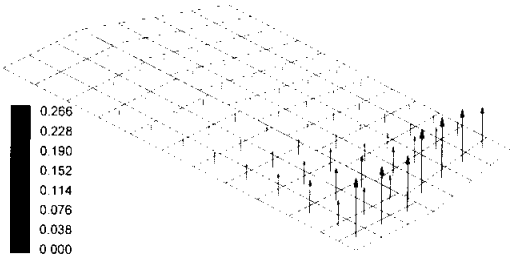

그림 16. 후승보정 $\{\varepsilon_w\}$: $\alpha = 25^\circ$ 단일구속

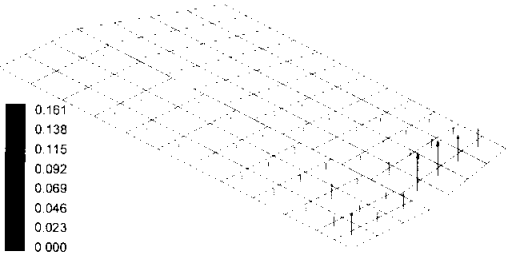

그림 17. 후승보정 $\{\varepsilon_w\}$: 이중구속

조건을 이용한 후승보정계수를 보여주고 있으며 보정계수의 증분량이 전체적으로 매우 작은 값을 가지며 압력계수가 음의 값을 갖는 뒷전 부분에서 상대적으로 큰 값을 보여주고 있다.

Ⅳ. 결 론

본 연구에서는 초소형비행체의 균형해석 및 하중해석을 위한 정확한 공력을 얻기 위해 풍동시험 결과를 구속조건으로 패널법에 의한 압력분포를 보정하였다.

압력을 직접 보정하는 전승보정방법과 다운워시 보정을 통해 압력을 보정하는 후승보정방법을 적용하여 두 방법의 특성을 검토하였다. 보정에 사용된 풍동시험 데이터는 특정 받음각에서의 양력계수로 보정방법의 특성을 완전히 살펴보기에 한계가 있었으나 두 보정방법을 적용한 결과 후승보정방법이 보다 만족할 만한 결과를 주었다. 이는 초소형 비행체가 저 레이놀즈 수 유동에서 비행하여 유동의 박리나 난류로의 천이가 쉽게 일어나 유효 두께나 캠버가 변하게 되므로 비행체 날개의 캠버 또는 두께를 보정하는 후승보정방법이 물리적인 현상을 보다 잘 반영하기 때문이라고 판단된다.

본 연구에서 가중행렬을 단위행렬로 사용하였으나 유동의 특성을 적절히 고려할 수 있는 가중함수를 찾아내는 것과 다양한 비행조건에 대한 공력계수를 구속조건으로 하는 연구를 수행하여 보정방법의 타당성 및 효용성을 확인하는 것이 향후의 과제이다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구사업 (R01-2002-000-00329-0)의 지원에 의해 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1) 류태규, 정인재, "고정익 초소형 비행체 형상설계 및 검증", 한국항공우주학회지, 제28권, 제4호, 2000. 6, pp. 136-142.

2) 안존, "초소형 항공기(MAV)의 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제28권, 제7호, 2001. 10, pp. 145-154.

3) 박문희, 이정상, 김종암, "노오현, 초소형 비행체 설계 및 제작기술 개발", 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2002, pp. 54-57.

4) 정대근, 황희철, 김종현, 박훈철, 윤광준, "고정익 초소형비행체 "BATWING 시스템" 개발", 한국항공우주학회지, 제32권, 제2호, 2004. 3, pp. 82-87.

5) Giesing, J. P., Kalman, T. P., and Rodden, W. P., "Correction Factor Techniques for Improving Aerodynamic Prediction Methods", *NASA CR-144967*, May 1976.

6) 구교남, "복합재료 초소형 비행체의 하중 및 구조해석", 한국항공우주학회지, 제33권, 제5호, 2005. 5, pp. 34-40.

7) 이원범, 김우례, 김종암, 노오현, "초소형 비행체의 공력특성에 관한 실험적 연구", 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2002, pp. 74-77.

8) 김영훈, 김우례, 이정상, 김종암, 노오현, "Multi-Block 격자기법을 이용한 초소형 비행체 주위 공력 특성 해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제6호, 2003. 8, pp. 8-16.