

패널 기법을 이용한 SUAV의 전기체 공력 해석

Aerodynamic Analysis of Complete SUAV Configurations Using the Panel Method

이재원*, 오세종(부산대학교)

1. 서 론

항공기의 초기 설계 단계에서 성능이나 안정성 해석을 위해 제작하고자 하는 항공기 형상에 따른 공력 데이터 예측이 필수적이다. 이 단계에서 비행체의 공력 데이터는 실험이나 전산 유체역학 기법같이 고차원의 정확한 공력 데이터를 얻은 방법보다는 효율적이고 짧은 시간 내에 공력 데이터를 예측할 수 있는 방법이 요구되고 있다. 비행기를 설계하고 있는 모든 항공기 제작사에서는 초기 공력 데이터를 산출하기 위해 이런 기법을 보유하고 있으며, 이렇게 설계된 비행체에 대한 풍동 시험을 실행하여 시간과 비용을 절감하고 있다. 따라서 이러한 기법의 개발은 자체 항공기 개발을 위하여 필수적으로 이루어져야 한다.

본 연구에서는 해석적이면서도 빠른 시간 내에 효율적으로 공력 데이터를 예측할 수 있는 기법인 패널 기법을 사용하여 전체 항공기 형상에 대한 공력 데이터를 효율적으로 짧은 시간에 예측할 수 있는 프로그램을 개발하였다. 패널기법은 다른 전산유체역학 해석방법에 비해 간단한 해석과정을 가지기 때문에 비점성·비압축성 유동장의 해석에서 짧은 시간에 만족할 만한 결과를 얻을 수 있다. 또한, 미공군에서 개발된 DATCOM과 같은 경험식을 바탕으로 작성된 코드에서 발생하는 특수한 형상의 항공기 해석 시 발생하는 제한이 없으며, 풍동시험에 비하여 비용과 시간을 절약할 수 있다. 본 연구에서는 여러 가지 패널기법 중 일정강도 용출(Source)·중첩(Doublet)법을 사용하였고 비행체는 정상상태에서 비행하고 있다고 가정하였다.

코드의 검증을 위해서 현재 스마트무인기 기술개발사업에서 개발하고 있는 Tilt-Rotor형 무인기에 적용시켜 순항 모드에서의 공력 데이터

를 예측해 보았다.

2. 지배방정식 및 수치해석기법

2.1 지배방정식

3차원 정상주위의 유동이 비점성, 비압축성이라고 하면 연속방정식은 속도 포텐셜에 대한 Laplace방정식으로 표현할 수 있다[1].

$$\nabla^2 \phi^* = 0 \quad (1)$$

Green의 정리에 따르면 유동장의 임의의 한 점 P에서의 전체 포텐셜은 물체 표면에 분포된 용출 및 중첩 강도의 합에 의해 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \phi_i^*(P) = & \frac{1}{4\pi} \int_{body+wake} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS \\ & - \frac{1}{4\pi} \int_{body} \sigma \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \phi_\infty(p) \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 용출 강도를 다음과 같이 미리 결정하였다.

$$\sigma = \mathbf{n} \cdot \mathbf{Q}_\infty \quad (3)$$

2.2 경계조건

물체표면에서의 경계조건은 물체내부의 전체 포텐셜 값은 일정하다는 Dirichlet 경계조건을 사용하였다. 물체로부터 멀리 떨어진 곳에서의 교란속도는 '0'으로 두었으며, 날개 후류의 중첩 강도는 뒷전의 윗면과 아랫면의 중첩 강도의 차와 같다는 Kutta 조건을 적용하였다.

$$\phi_i^* = (\phi + \phi_\infty)_i = const \quad (4)$$

$$\lim_{r \rightarrow \infty} \nabla \Phi = 0 \quad (5)$$

$$\mu_{wake} = \mu_{upper} - \mu_{lower} \quad (6)$$

2.3 이산화

패널을 형성하는 방법으로는 물체 표면의 4개의 점을 이어 만든 사각패널법을 이용하였다. 용출 및 중첩 강도는 각 패널에서 일정하다고 가정하였다. 따라서, 사각패널에서 용출과 중첩에 의해 주어진 한점 P에 미치는 포텐셜은 다음 식 (7),(8)과 같다.

$$\Phi(P) = -\frac{\sigma}{4\pi} \int_S \frac{dS}{\sqrt{(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + z^2}} \quad (7)$$

$$\Phi(P) = -\frac{\mu}{4\pi} \int_S \frac{zdS}{[(x-x_0)^2 + (y-y_0)^2 + z^2]^{\frac{3}{2}}} \quad (8)$$

2.4 속도 및 공력 계수 계산

각 패널에서 접선방향 및 수직방향의 교란속도는 다음과 같이 계산하였다.

$$q_l = \frac{\partial \mu}{\partial l}, q_m = \frac{\partial \mu}{\partial m}, q_n = -\sigma \quad (9)$$

접선방향의 속도는 이차 보간 공식을 사용하였으며, 각 패널 위에서의 전체 속도는 다음과 같다.

$$Q_k = (Q_{\infty_l}, Q_{\infty_m}, Q_{\infty_n})_k + (q_l, q_m, q_n)_k \quad (10)$$

압력계수는 정상상태의 베르누이 방정식을 사용하여 계산하였으며, 양력계수와 저항계수, 피칭 모멘트계수는 압력계수를 이용하여 구하였다.

$$C_p = 1 - \frac{Q_k^2}{Q_{\infty}^2} \quad (11)$$

$$C_L = \sum_{j=1}^N (\Delta C_{N_j} \cos \alpha - \Delta C_{A_j} \sin \alpha) \quad (12)$$

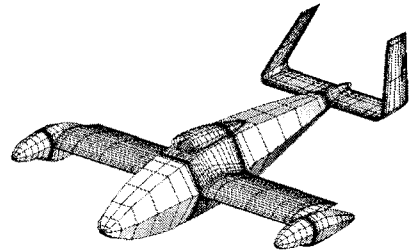
$$C_D = \sum_{j=1}^N (\Delta C_{N_j} \sin \alpha + \Delta C_{A_j} \cos \alpha) \quad (13)$$

$$C_{M,CG} = - \sum_{j=1}^N \Delta C_{N_j} (x_j - x_{CG}) \cos \alpha \quad (14)$$

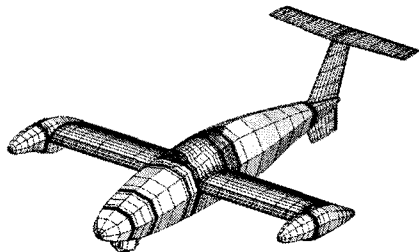
3. 계산 결과

3.1 격자생성

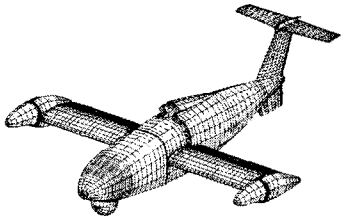
본 연구에서 해석한 스마트무인기 형상은 TR-E1, TR-S1, TR-S2 그리고 TR-S3 모델의 4가지이다. TR-E1 모델은 Tilt-Rotor 무인기 1차 엔지니어링 모델로써 U자 형태의 꼬리날개가 특징이다. TR-S1 모델부터는 꼬리 날개 형상이 T자형으로 변경된 모델로써 개발이 진행되면서 수정된 형상이다. 다음의 <그림 1>에서 <그림 4>까지는 계산에 사용된 스마트무인기의 격자 형상이다.



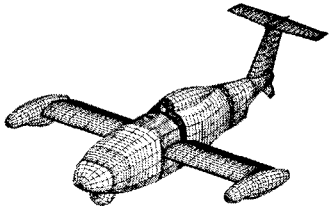
<그림 314 > TR-E1 모델의 격자



<그림 315 > TR-S1 모델의 격자



<그림 316> TR-S2 모델의 격자



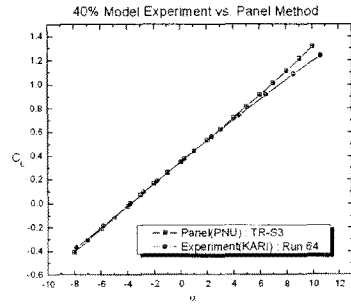
<그림 317> TR-S3 모델의 격자

격자는 제공된 3차원 캐드 도면을 이용하여 생성하였는데, TR-E1과 TR-S1 모델에서 보여지는 것과 같이 수동적인 방법으로 형성된 격자는 도면상의 형상과 상당한 차이점을 나타내었다. 수치해석기법의 일종인 패널기법에서도 격자의 정밀도에 해석결과의 정확도가 달려있으므로 TR-S2 모델부터는 상용 격자 생성 툴인 Gridgen을 사용하여 격자를 완성하였다. 또한 복잡한 형상의 항공기를 정확히 표현하기 위해 전체 항공기 형상을 몇 개의 부분으로 나누어 격자를 생성하였다. 계산에 사용된 격자의 수는 TR-E1의 경우에 총 18부분에 3042개의 격자로 이루어져 있으며 TR-S2는 7458개, TR-S3 모델은 8596개의 패널로 이루어져 있다.

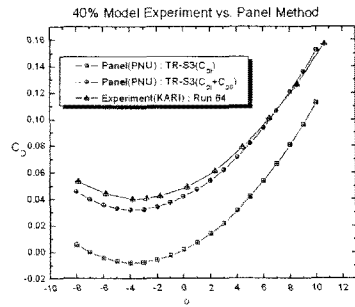
3.2 해석결과

TR-S3 모델에 대한 패널 해석 결과와 한국항공우주연구원에서 행해진 40% 풍동모델에 대한 시험결과를 비교하였다. 풍동시험에 사용된 모델은 TR-S2 모델을 기본으로 주익의 불임각이 0°에서 2°로 변경된 모델이다[2]. 따라서 주익의 불임각이 2°인 TR-S3 모델의 패널 해석 결과와 풍동시험 결과를 비교하였다. 또한, 플랩론과 날개를 연결하여 주익의 격자를 생성하였으므로 날개와 플랩론 사이를 밀봉한 풍동시험 케이스와 비교하였다[3].

<그림 5>에서 보이는 것과 같이 받음각에 따른 양력계수의 그래프는 시험결과와 상당히 일치함을 알 수 있다. 항력계수의 경우에는 점성효과를 고려할 수 없는 패널기법의 특징상 유도항력만이 계산되므로 풍동시험 결과를 이용하여 C_{D0} 값을 보정한 결과도 같이 나타내었다. <그림 6>에서 보이는 것과 같이 패널기법을 이용한 해석결과가 풍동시험 결과와 상당히 비슷한 것을 볼 수 있다.

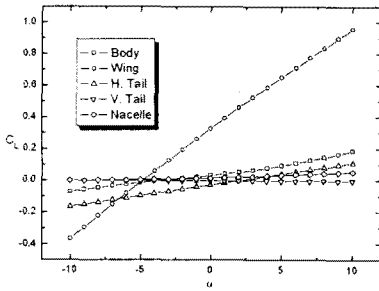


<그림 318> 받음각에 따른 CL 그래프

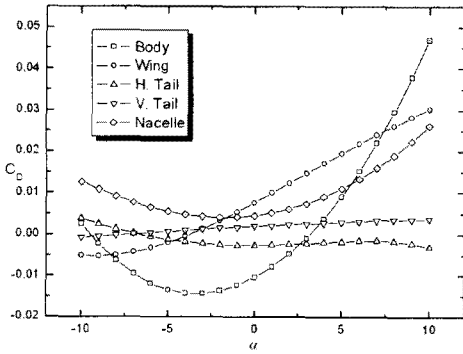


<그림 319> 받음각에 따른 CD 그래프

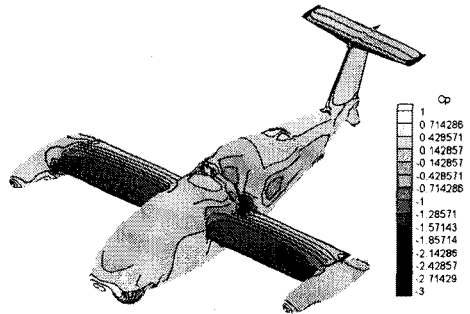
각각의 구성품별 받음각에 따른 양력 및 항력계수의 그래프와 받음각에 대한 압력분포의 변화는 다음과 같다.



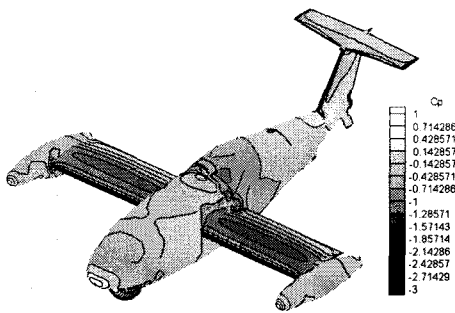
<그림 320> 받음각에 따른 구성품별 C_L



<그림 321> 받음각에 따른 구성품별 C_D



<그림 323> 받음각이 0°일 때의 압력분포



<그림 322> 받음각이 0°일 때의 압력분포

<그림 9>, <그림 10>을 통해서 받음각이 커짐에 따라 날개 윗면의 C_p 값이 작은 영역이 커지는 것을 볼 수 있다. 이것은 <그림 7>에서 나타나는 경향과도 일치하는 것이다. 또한, <그림 7>을 통해 항공기의 양력에 날개가 지배

적인 영향을 끼치는 것을 알 수 있으며, <그림 8>에서 보이는 것과 같이 받음각이 음수인 영역에서는 나셀이 지배적인 영향을 끼치고 받음각이 큰 영역에서는 동체 및 날개와 나셀이 큰 영향을 끼치는 것을 알 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는 일정강도 용출 및 중첩 패널법을 이용하여 정상상태의 비행체에 대한 유동을 해석하였다. 해석에 의해 구해진 공력계수들을 축소 모형의 풍동시험 결과와 비교해 본 결과, 좋은 정확도를 가진 것을 알 수 있었다. 앞으로는 이미 개발된 비정상 패널코드들 이용하여 비정상상태의 전기체 유동해석코드를 개발할 계획이다.

후 기

이 연구는 과학기술부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 연구사업(스마트무인기기술개발)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] J. Katz and A. Plotkin, "Low Speed Aerodynamics from Wing Theory to Panel Methods", McGraw-Hill, INC., 1991.
- [2] 정진덕, "40% 축소형 스마트 무인기 풍동시험 안", 한국항공우주연구원, 2004.
- [3] 정진덕, "40% 축소형 스마트 무인기 풍동시험 결과", 한국항공우주연구원, 2004.
- [4] F. T. Johnson, "A General Panel Method for the Analysis and Design of Arbitrary Configurations in Incompressible Flows", NASA Contractor Report 3079, 1980.