

훈련용 헬기 시뮬레이터 대기환경 모델링 방법

Atmospheric Environment Modeling Method for Helicopter Training Simulator

전대근*, 박영민, 장병희(한국항공우주연구원)

1. 서론

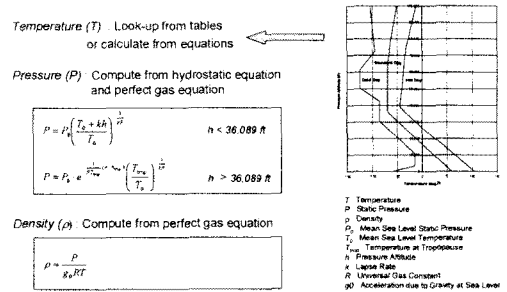
훈련용 헬기 시뮬레이터는 조종사의 정상/비정상 절차 및 비행 훈련을 위한 장비로서, 시뮬레이터에 내장되는 비행역학 모의 소프트웨어의 대기환경 모델은 표준 대기, 정상풍 등과 같은 정상 비행 환경은 물론, 비표준 대기, 돌풍, 난류, 전단풍, 마이크로버스트 등 조종사가 실제 비행 환경에서 조우할 수 있는 다양한 비정상 환경까지 제공할 필요가 있다. 또한 산불 진화용 헬기와 같이 특수한 목적을 가진 헬기의 경우 지형 및 산불에 따른 대기 및 바람 교란도 고려하여야 한다.

본 연구에서는 한국항공우주연구원 주관 하에 개발되고 있는 산불 진화 훈련용 헬기 시뮬레이터의 비행역학 모의 소프트웨어에 필수적인 대기 환경 모델을 대기 모델과 바람 모델로 구분하여 그 구체적인 모델링 방법을 제시하였다.

2. 대기 모델

헬기 시뮬레이터의 대기 모의를 위해 ICAO 제공 표준 대기 모델 및 MIL-STD-210A[1] 기준 비 표준 대기 모델 즉, Hot Day 및 Cold Day 모델을 사용하였다.

그림 1에 보여지는 바와 같이 각 대기 모델에서의 온도는 ICAO 및 MIL-STD-210A에서 기 정의한 고도-온도 관계식 또는 표를 이용하여 계산하고, 압력은 Hydro-Static Equation과 완전 기체 상태 방정식을 이용하여 계산한다. 이후 계산된 온도 및 압력으로부터 밀도를 계산한다. 한편, 표준 대기의 경우, 교관으로 하여금 해수면 압력/온도, 고도에 따른 온도 강하율(Lapse Rate) 등을 변경할 수 있게 함으로써, 표준 대기로부터의 Offset에 대한 효과가 쉽게 반영될 수 있도록 하였다.



<그림 1> 표준/비표준 대기 모델

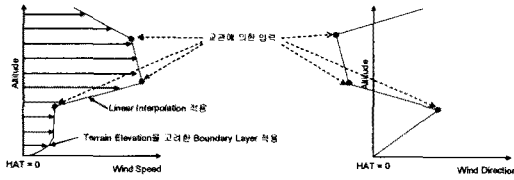
3. 바람 모델

훈련용 헬기 시뮬레이터의 바람 모의를 위해 교관이 임의의 고도에서 인가한 바람의 크기 및 방향에 따라 설정되는 정상풍 (Steady Wind Profile)을 비롯하여, MIL-F-8785C[2]에 정의된 난류 (Random Turbulence) 및 돌풍 (Discrete Gust), FAA AC 120-41[3]에 기술되어 있는 전단풍, 그리고 마이크로버스트 (Microburst)[4] 등을 모델링하였다. 한편, 산불 진화 헬기의 특성상 저고도 산악 지형에서의 비행이 빈번함을 고려하여 지형에 따른 바람의 영향을 추가적으로 고려하였다.

이상 언급된 각 바람 모델은 모두 독립적으로 모의하여 최종적으로는 기체 축 기준으로 중첩하여 적용하는 것을 원칙으로 하였다.

3.1 정상풍

정상풍 모델은 교관이 입력한 고도에 따른 바람 방향, 속도(수평, 수직)를 이용하여, 3축 방향의 바람 속도 성분을 계산한다. 그림 2에서와 같이 교관에 의해 입력된 고도별 바람 물성치는 선형 내삽 (Linear Interpolation) 하여 적용하였으며, 이 때 지표면 부근에서는 경계층이 생성되도록 하였다.



<그림 2> 정상풍 모델

3.2 난류

난류 모델로는 MIL-F-8785C 3.7.1.2, 3.7.5에 기술된 Dryden 난류 모델을 이용하였으며, 난류 스케일 길이(Turbulence Scale Length) 및 강도 (Turbulence Intensity)는 MIL-F-8785C 3.7.3에 정의된 Low Altitude Disturbance Model을 근거로 하였다. 한편 교관으로 하여금 난류의 세기를 Light, Moderate, Severe 형태로 설정 가능하도록 하였는데, 각각의 세기에 따른 바람 기준 속도 u_{20} 은 15kts, 30kts, 45kts가 되도록 하였다.

Mil-F-8785C 3.7.3.4, Fig.10, Fig.11

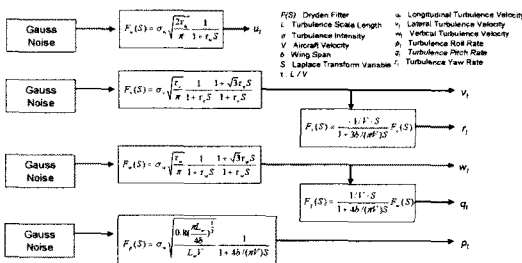
Turbulence Scale Length $L_x = L_y = \frac{h}{(0.177 + 0.000823 \times h)^{1/2}}$
 $L_z = h$

Turbulence Intensity $\sigma_u = \sigma_v = \frac{\sigma_w}{(0.177 + 0.000823 \times h)^{1/2}}$
 $\sigma_w = 0.1 \times u_{20}$

L_x : Turbulence Scale Length for Longitudinal Direction
 L_y : Turbulence Scale Length for Lateral Direction
 L_z : Turbulence Scale Length for Vertical Direction
 h : Geometric Altitude
 σ_u : Turbulence Intensity for Longitudinal Direction
 σ_v : Turbulence Intensity for Lateral Direction
 σ_w : Turbulence Intensity for Vertical Direction
 u_{20} : Mean Wind Speed at 20ft
 15 kts (Light), 30 kts (Moderate), 45 kts (Severe)

<그림 3> 난류 스케일 길이 및 난류 강도

Mil-F-8785C 3.7.1.2, 3.7.5 Dryden Turbulence Model



<그림 4> Dryden 난류 모델

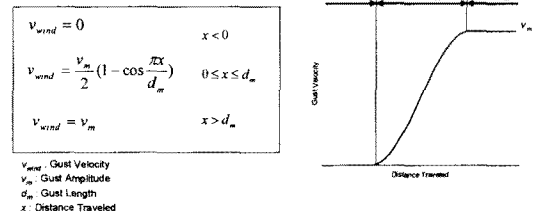
항공기 고도 및 교관이 입력한 난류 강도를 바탕으로 그림 3의 식을 이용하여 난류 스케일 길이 및 난류 강도를 계산한 후 그림 4의 Dryden 난류 모델을 이용하여 6축 바람 속도 성분을 계산한다.

3.3 돌풍

돌풍은 MIL-F-8785C 3.7.1.3에 기술된 "1-cosine" shape 모델을 이용하였다. (그림 5 참조) 그림에서 돌풍 진폭(Gust Amplitude) v_m 은 3축 (u, v, w)에 대해 계산하는데, 이를 위해 MIL-F-8785C Figure.8의 Normalized

Discrete Gust Length ($\frac{d_x}{L_x}, \frac{d_y}{L_y}, \frac{d_z}{L_z}$) 및 Normalized Discrete Input Magnitude ($\frac{u}{\sigma_u}, \frac{v}{\sigma_v}, \frac{w}{\sigma_w}$)의 관계를 이용한다. 여기서 난류 스케일 길이 L_x, L_y, L_z 및 난류 강도 $\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w$ 는 3.2 난류에서와 같은 방식으로 계산하고, 돌풍 지속 시간과 직접적인 관련이 있는 돌풍 길이(Gust Length) d_m 은 훈련에 적절한 값으로 선택하였다.

Mil-F-8785C 3.7.1.3 "1-cosine" shape



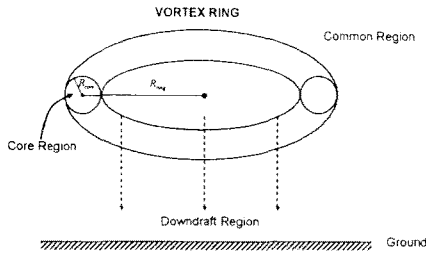
<그림 5> 돌풍 모델

3.4 전단풍

전단풍은 FAA AC 120-41 "Criteria for Operational Approval of Airborne Wind Shear Alerting and Flight Guidance Systems"의 Appendix 17, "Wind Filed Definition and Generation"의 바람 데이터베이스를 이용하여 구성하였다. 즉, FAA AC 120-41의 전단풍 모델은 총 6개의 모델로 구성되는데, 모델 각각은 활주로의 Glide Path Intercept Point (GPIP)까지의 거리 및 항공기 현재 고도를 입력으로 하고, 바람 평균 속도, Dryden 난류 스케일 길이, 강도를 출력으로 하는 테이블 데이터베이스로 구성된다. 따라서 시뮬레이션 수행 중 교관적으로부터 6개의 전단풍 모델 중 하나가 선택되면 활주로의 위치와 항공기의 상대 위치와 항공기 현재 고도로부터 바람 평균 속도 및 난류 물성치를 선형 내삽으로 계산하고, 계산된 평균 바람 속도에 3.2 난류에서와 같은 방식으로 계산한 난류 성분을 더하여 전단풍을 계산한다.

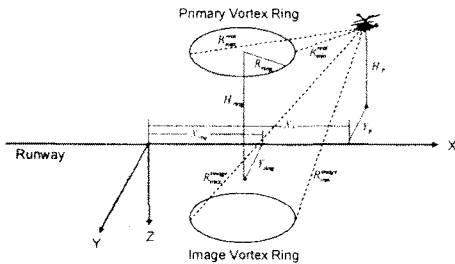
3.5 마이크로버스트

마이크로버스트는 그림 6과 같이 중심부에 강한 하향 기류를 갖는 Vortex Ring으로 모의하되, 세가지 영역, 즉 Common Region, Core Region, Downdraft Region으로 구분하여 모델링하였다. 항공기가 어떤 구역에 존재하는지는 사전 설정된 Vortex Ring의 위치, 높이, 반경, Core 반경 등을 이용하여 계산한다.



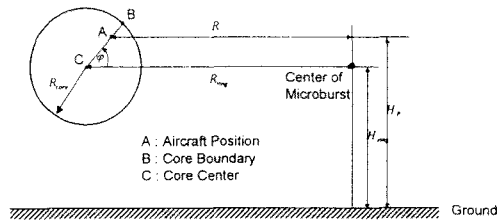
<그림 6> 마이크로버스트 모델

먼저 Common Region의 Microburst 모의를 위해 Image Vortex Method를 이용하도록 하며, 이를 위해 지면에 대칭인 Primary Vortex Ring과 Image Vortex Ring을 그림 8와 같이 구성한다.



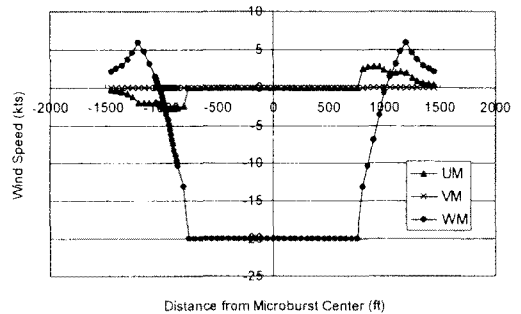
<그림 7> Image Vortex 방법

Common Region의 바람 속도 계산을 위해 사전 설정한 Vortex Ring의 높이, 반경, 축 방향 기준속도를 이용하여 Primary Vortex Ring의 순환 강도를 계산한다. 이후 항공기로부터 Primary Vortex Ring까지의 최대/최소거리 및 Image Vortex Ring까지의 최대/최소거리를 계산하고 이들 값과 앞서 계산된 Primary Vortex Ring의 순환 강도를 이용하여 유량함수를 계산한 후 Common Region에서의 바람 성분을 계산한다. 만약 항공기가 Downdraft Region에 위치해 있다면, 별도의 식을 이용하여 하강 속도만 계산하며 수평 성분 속도는 모두 0이 되도록 한다. 그림 8의 A 점에서와 같이 Core 영역에 항공기가 위치하게 되면, Common Region 계산 방식으로 계산한 B 점에서의 바람 속도와 Core Center인 C점에서의 속도(0)를 이용하여 비례적으로 A 점에서의 바람 속도를 결정한다. (마이크로버스트 관련 상세 수식은 [4] 참조)



<그림 8> 마이크로버스트 Core 영역

그림 9는 마이크로버스트 모델링 결과의 한 예이다. 그림은 Vortex Ring Radius가 1000ft, Vortex Core Radius가 200ft, Reference Down Velocity가 20kts인 경우, 항공기가 Vortex Ring의 Center 위치와 동일 고도로 비행할 경우에 대한 모델링 결과로서 Vortex Core에서 Circulation이 발생하고, 이후 Downdraft Region에서 강한 하강 기류가 발생했음을 볼 수 있다.

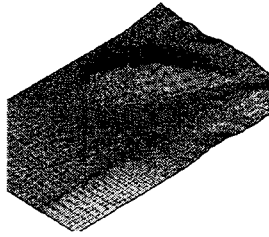


<그림 9> 마이크로버스트 모델링 예

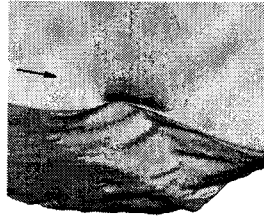
3.6 산악 지형 영향

저고도 산악 지형을 비행하는 헬기에 있어, 산악 지형에 따른 바람의 특성을 모의하는 것은 비행 훈련 측면에서 중요하다. 그러나 지형에 따른 바람의 영향은 바람의 크기, 지형의 형태 등의 상호 작용에 의해 결정되는데, 이에 대한 유동 해석은 Off-Line으로는 가능할지 모르나, 실시간 시뮬레이션 환경 내에서 매 Frame 수행하여 지속한다는 것은 현실적으로 불가능하다. 따라서, 훈련용 헬기 시뮬레이터에서는 특정 산악 지형 지역 수 개에 한해, 기 결정된 바람 속도 및 방향을 기준으로 Off-Line CFD 해석을 수행하여 그 결과를 데이터베이스화하고 이를 실시간 Lookup하는 방식을 사용하였다.(3.4 단풍 모델링 방식과 유사함.)

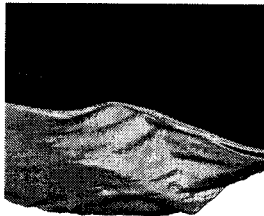
그림 10은 이상의 기본적인 사항을 전제로 한 CFD 해석 예로서, 양산 지역 주위의 지형에 대한 FLUENT 해석 결과를 보여준다.



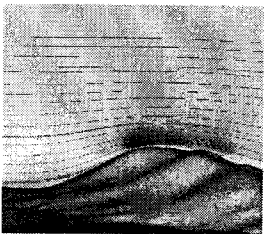
(a) Surface Mesh



(b) Velocity Magnitude



(c) Turbulent Viscosity



(d) Streamline

<그림 10> 지표면 유동해석 예

격자는 plot3d 형태로 제공 받은 영상 데이터베이스를 기본으로 FLUENT사의 gambit을 이용하여 생성하였다. 그림 10(a)는 실제 지형에 대하여 유동을 해석하기 위한 격자로 각 격자는 위치마다 다르나 평균 15m x 15m에 해당한다. 계산에 사용된 난류모델은 Spalart-Allmaras 난류모델로 경계면에서의 Modified Turbulence Intensity 값은 $0.001 m^2/s$ 로 설정하였다. 경계조건으로는 일반적인 비압축성 유동에 주로 이용되는 Velocity-Inlet 조건과 Pressure-Outlet 조건을 사용하였다. 정확한 해석을 위해

서는 지상경계층 조건을 입력해야 하나 편의상 유입경계면과 Hill과의 거리를 두어 자연스럽게 경계층이 생성되도록 하였다. 그림 10(b)는 속도 분포를 도시한 그림으로 지상경계층과 Hill 상부에서의 빠른 속도를 확인할 수 있다. 지상경계층의 두께는 평지에서 약 30m 정도이고 Hill 상부에서는 약 10m 정도에 해당한다. 그림 10(c)는 Turbulence Viscosity를 도시한 그림으로 Hill 하단부에 강한 난류영역이 생성됨을 알 수 있다. 그림 10(d)는 Hill 상부의 Streamline을 도시한 그림으로 Hill의 윤곽을 따라 유선이 형성됨을 알 수 있다. Streamline은 Hill의 높이 정도 위에서 거의 수평을 이루므로 지표면 유동 영향은 Hill의 높이까지 전달된다고 볼 수 있다.

4. 결론

본 연구를 통해 훈련용 헬기 시뮬레이터를 위한 대기 환경 모델링 방법을 제시하였다. 대상 시뮬레이터가 훈련용 시뮬레이터를 고려하여, 표준 대기, 정상풍 등의 전형적인 대기 환경을 기본으로, 비표준 대기, 난류, 돌풍, 전단풍, 마이크로버스트 등의 다양한 대기 환경을 추가적으로 모델링하였다. 또한 대상 헬기가 산불 진화용 헬기임을 고려하여 산악 지형에 따른 바람 영향도 고려하였다. 향후에는 지형뿐만 아니라 산불 자체에 의한 대기 영향 (온도 증가 및 밀도 감소) 및 바람 영향 (상승 유동)을 고려하기 위해 산불에 따른 대류 유동 모델을 개발하여 통합할 예정이다.

참고문헌

- [1] "Climatic Extremes for Military Equipment", MIL-STD-210A, 1958.
- [2] "Military Specification Flying Qualities of Piloted Airplanes", MIL-F-8785C, 1980.
- [3] "Criteria for Operational Approval of Airborne Wind Shear Alerting and Flight Guidance Systems", AC 120-41, Federal Aviation Administration, 1994.
- [4] Ivan, M., "A Ring-Vortex Downburst Model for Flight Simulations", Journal of Aircraft, Vol. 23, March 1986.