

활주로 방향에 수직인 유동이 활주로에 미치는 영향에 대한 3차원 수치해석

The 3D numerical analysis on runway with the flow in direction perpendicular to the runway

홍교영*, 신동진**

Gyo-Young Hong*, Dong-Jin Sheen**

요 약

본 논문은 활주로 방향에 수직인 바람이 불어올 때 이로 인하여 활주로에 발생하는 유동현상과 받음각 변화량을 3차원 수치해석을 통하여 연구하였다. 3차원 수치해석결과 활주로 주변 시설물에서 발생된 후류로 인하여 활주로 상에서 발생하는 받음각 변화량의 최대 진폭은 6° 이고 그 지속 시간은 약 1초 이내로 나타났으며 전체적으로 보면 불규칙적인 비주기적 성향으로 나타난다. 특히 시설물 사이를 통과한 빠른 흐름으로 인하여 발생된 후류가 병합되면서 더욱 강한 후류영역을 발생시켜 활주로 상에서 심각한 이착륙 불안정성을 발생시킬 것으로 예상된다.

Abstract

The aim of this paper is to research the change in the turbulent flow and the AOA occurred by the wind blown perpendicular to the direction of runway according to the three-dimensional numerical analysis. The maximum amplitude of AOA variation on runway reached 6° within 1 second because of the wake formed by the constructions in the vicinity of the airport. The overall effects appeared in aperiodic forms. It was also observed the rapid flow generated between the buildings shifted into the existing wake and eventually merged with it. It is expected that the strong wake will cause instability during takeoff and landing.

Key words : turbulence, CFD, runway, whirlpool phenomenon, turbulent flow, soldier's wind, pilotless

I. 서 론

활주로를 이착륙하는 비행기는 활주로에서 발생하는 측풍이나 돌풍 그리고 windshear 등에 의해 발생하는 흐름에 크게 영향을 받는다고 알려져 있다 [1][2]. 이러한 유동현상은 대형 항공기뿐만 아니라 중·소형 항공기에 큰 영향을 미치게 되고 이 중에서

windshear의 예측에 대한 방법이나 이착륙 중인 항공기에 발생하는 와류와 공항운영에 대한 연구가 주로 연구되었으며[3][4], 최근에는 비행장 주변에서 발생하는 유동이 공항 건물에 미치는 환경적 영향에 대한 연구가 진행된 정도이다[5]. 국내 연구의 경우 본 논문의 선행과제로 활주로 주변 건물의 단면형상에 의해 발생하는 유동이 이착륙 항공기의 받음각에 미치

* 한서대학교 항공기술연구소

** 한서대학교 항공기계학과

· 교신저자 (Corresponding Author) : 신동진(viscous@hanseo.ac.kr)

· 투고일자 : 2010년 8월 2일

· 심사(수정)일자 : 2010년 8월 3일 (수정일자 : 2010년 8월 23일)

· 게재일자 : 2010년 8월 30일

는 연구와 이러한 유동으로 인하여 발생하는 ground turbulence를 감소시키는 연구가 2차원 수치해석으로 진행되었다[6]-[8]. 하지만 실제 비행장 주변의 모든 환경을 모델링한 3차원 유동해석에 대한 연구는 거의 없는 실정이다.

본 연구는 경량항공기나 중소형 무인 항공기 등이 활주로를 이착륙할 때 주변 시설물로 인하여 발생하는 유동현상에 어떤 영향을 받을 것인지 조사하고 그로 인하여 발생하는 이착륙 조종불안정성의 방지 대책을 세우는 연구의 한 부분으로 선행 연구된 2차원 유동해석의 결과를 검증하고 활주로 주변 시설물을 통과한 유동이 활주로에 어떤 영향을 미치게 될 것인지 조사하는 연구이다.

일반적으로 활주로를 건설할 때 측풍에 대하여 많은 고려를 하지만[9]-[11] 이는 단순히 건설지형 주변에서 발생하는 기상현상에 대한 데이터를 사용할 뿐 활주로가 완성된 이후에는 활주로 주변 지형 및 환경이 변하게 되어 활주로 건설 초기에 측정된 풍향이나 풍속이 크게 변할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 활주로 주변의 지형 대한 유동변화를 3차원 수치해석을 통해 우선 계산하고 계산된 결과를 이용하여 활주로 주변 시설물로 발생된 유동이 활주로에 미치는 현상을 3차원 수치해석을 통하여 연구하였다.

II. 본 론

2-1 수치모형

연구에 이용된 비행장의 활주로 길이는 1,200m이고 활주로의 폭은 25m이다. 활주로 방향은 15-33방향이며, 공항의 시설물로는 격납고와 관제탑 그리고 교육시설이 건설 되어 있다. 활주로 주변은 최대 높이 45m정도의 구릉지가 있고, 활주로와 나란한 방향으로 시설물이 건설되어 있다. 특히 구릉지의 일부분을 절단하고 시설물을 건설했기 때문에 구릉지의 영향을 고려해야만 한다. 그렇다고 모든 영역에 계산격자를 만든다는 것은 물리적으로 제한된 메모리용량을 초과하기 때문에 모델링이 불가능하다.

따라서 수치모형을 지형모형과 시설물모형으로

나누어 모델링하였고, 우선 지형모형을 수치해석한 후 시설물 모형에 그 결과를 대입하여 수치해석 함으로써 좀 더 현실적인 결과를 얻는 방법을 취하였다.

그림 1은 지형데이터를 사용하여 비행장 주변 지형에 대한 3차원 모델링한 것을 나타낸 그림이다. 여기서 나무나 바위 등에 대한 물리적 성질은 고려하지 않았고 단지 지형의 형상에 대한 것만 고려하여 수치해석 하였다.

그림 2는 비행장 주변의 시설물과 활주로에 대한 시설물 모형이며 지형의 일부를 포함시켰다.

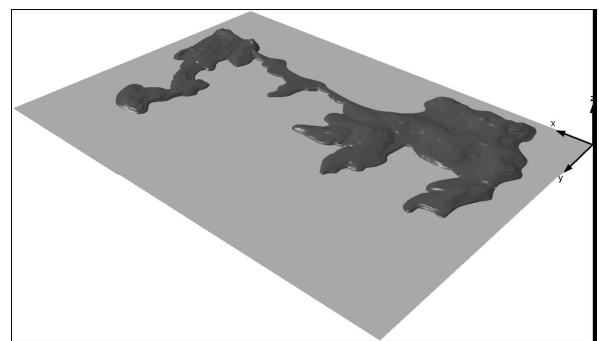


그림 1. 지형모형의 형상
Fig. 1 Shape of Terrain Model

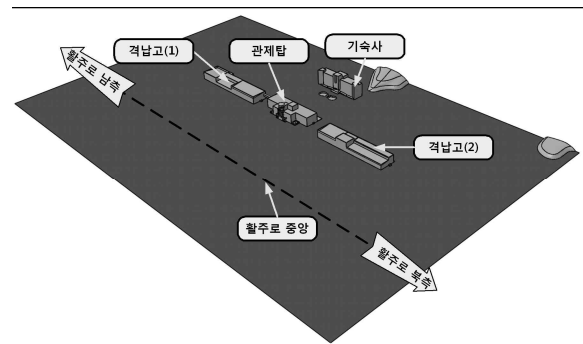


그림 2. 시설물 모형의 형상
Fig. 2 Shape of Building Model

2-2 경계조건

수치모형에 대한 경계조건은 그림 3과 그림 4에 나타내었다. 지형모형은 Velocity Inlet과 Pressure Outlet 경계조건을 사용하였고, 지형모형 내부에 시설물모형의 영역을 구분하여 Interior 경계조건과 Pressure Outlet 경계조건을 부여하였다.

시설물모형은 지형모형의 Interior 경계조건에 계

산된 속도와 난류모델에 대한 profile을 Velocity Inlet에 부여하였고, 차후 연구를 위하여 활주로 영역과 시설물 영역을 Interior 경계조건으로 분리하였다.

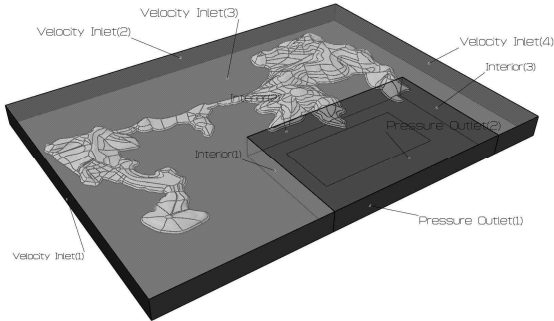


그림 3. 경계조건(지형 모형)
Fig. 3 Boundary Condition(Terrain Model)

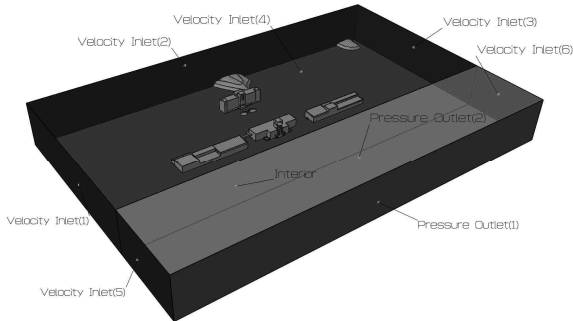


그림 4. 경계조건(시설물 모형)
Fig. 4 Boundary Condition(Building Model)

2-3 계산격자

그림 5는 지형모형에 사용된 계산격자이고, 그림 6은 시설물모형에 사용된 계산격자이다. 계산격자는 두 가지 모형 모두 사면체격자(Tetra Mesh)를 사용하였으며, Grid Adaption을 사용하여 계산의 정확성을 기하였다. 계산에 사용된 계산격자의 수는 표 1.에 있다.

표 1. 계산격자의 수
Table. 1 Number of Computational Grids

모형	Cell수	Face 수	Node수
지형모형	8,782,986	18,912,277	2,163,134
시설물모형	14,914,125	30,206,631	2,706,586

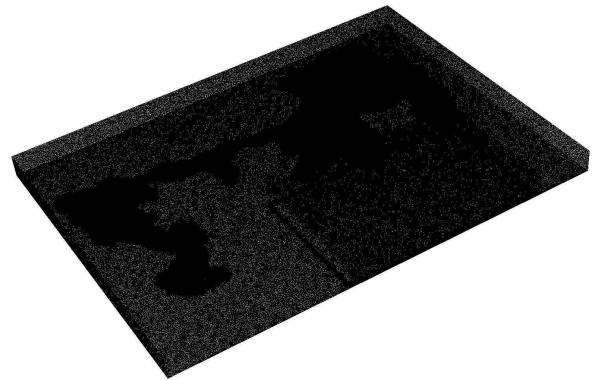


그림 5. 지형모형의 계산격자
Fig. 5 Grid of Terrain Model

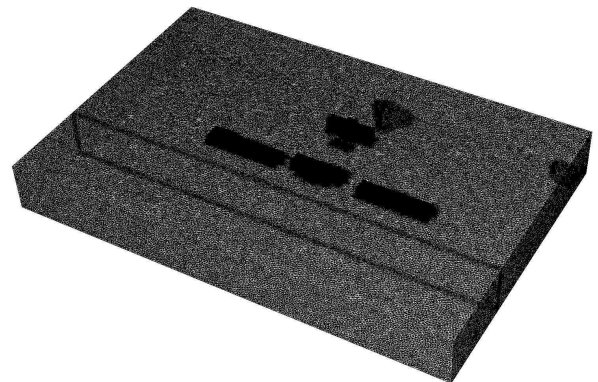


그림 6. 시설물 모형의 계산격자
Fig. 6 Grid of Building Model

2-3 기상 데이터 분석

본 논문은 활주로 주변 시설물에 측풍이 불어올 때 이로 인하여 발생하는 흐름이 활주로에 미치는 영향에 대한 3차원 수치해석이다. 따라서 활주로에 불어오는 풍향·풍속에 대한 기상 데이터의 분석이 반드시 필요하다. 본 논문에서 사용된 기상 데이터는 시험 비행장에 설치된 기상 데이터 수집 장치에서 2007년 1년 동안 1분 간격으로 기록된 기상 데이터를 이용하였다. 시설물에 의해 활주로에 영향을 미칠 수 있는 풍향은 약 160°에서 320° 사이이며, 이에 대한 결과를 표 2에 나타내었다. 최대 풍속은 약 3.28m/s ~ 18.05m/s의 범위를 가지며 특히 풍향 240°의 경우는 활주로 방향에 90°를 이루는 방향이고 가장 큰 측풍 풍속을 가진다. 풍향 240°에 대한 빈도는 0.86%로 나타났다지만 1년 동안 1분 간격으로 측정된 데이터의 빈도로는 결코 낮은 빈도수는 아니다.

그림 7과 그림 8은 풍향 240°이 일 때 하루 중 그 빈도를 알아보기 위하여 2007년 7월에 시험 활주로에서 비행이 가능한 시간대인 오전 8시부터 오후 8시 사이에 발생하는 풍향과 풍속을 1분 간격으로 측정하여 나타낸 그래프이다.

표 2. 기상관측표

Table 2. Table of weather observation

풍향	%	순간 최대풍속	순간최대 측풍속도
320°	12.39	12.96[m/s]	2.25[m/s]
310°	11.82	12.51[m/s]	4.28[m/s]
190°	8.93	15.02[m/s]	9.66[m/s]
180°	6.05	15.39[m/s]	7.67[m/s]
300°	4.03	8.49[m/s]	4.25[m/s]
250°	3.75	15.36[m/s]	15.13[m/s]
160°	3.17	10.28[m/s]	1.79[m/s]
200°	2.88	15.15[m/s]	11.61[m/s]
270°	2.59	15.26[m/s]	13.21[m/s]
260°	2.59	15.58[m/s]	14.64[m/s]
170°	2.02	7.15[m/s]	2.45[m/s]
290°	0.86	15.47[m/s]	9.94[m/s]
280°	0.86	16.26[m/s]	12.45[m/s]
240°	0.86	18.05[m/s]	18.05[m/s]
230°	0.86	15.81[m/s]	15.57[m/s]
220°	0.86	3.58[m/s]	3.36[m/s]

그림 7에서 160°와 320°에 일점쇄선이 표시되어 있는데, 이는 활주로의 방향이 15-33 이므로 활주로에 영향을 미칠 수 있는 측풍의 범위를 표시한 것이며 하루 중 대부분의 풍향이 활주로에서 측풍으로 영향을 미치고 있음을 알 수 있으며 오전 11시부터 오후 4시까지는 해풍의 영향을 지속적으로 받는다는 것을 알 수 있다.

그림 8의 경우는 그림 7에 대응하는 시간별 순간 최대 풍속과 평균 풍속을 나타낸 그래프이다. 그림에서 일점쇄선은 풍속 7.7m/s를 나타내고 있는데, 수치 해석에 사용된 비행장의 경우 2분간 평균 풍속이 7.7m/s를 넘어서는 경우 비행을 금하고 있다[12]. 그림에서 평균풍속과 순간최대 풍속이 상당한 차이를 보이고 있으며, 평균 풍속을 기준으로 볼 때 오전 9시부터 11시 사이를 제외하고는 대부분 비행이 가능 비행이 가능한 시간대로 볼 수 있다.

그러나 비록 비행이 가능한 시간대에서 비행하더라도 순간 최대 풍속이 7.7m/s이상 불어오는 경우가

대부분이므로 이착륙하는 비행기의 안정성에 영향을 미칠 수 있다.

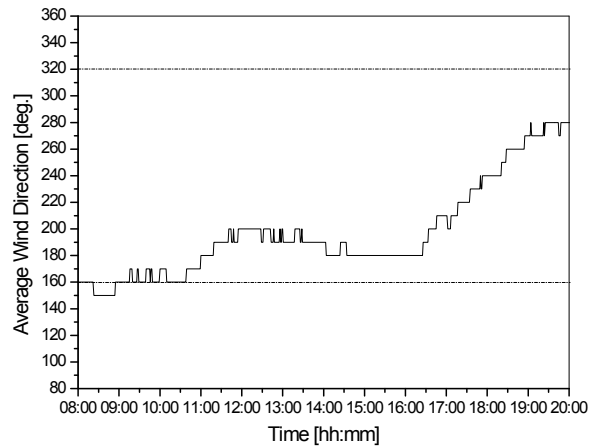


그림 7. 시간에 따른 풍향변화
Fig. 7 Time Variation of the Wind Direction.

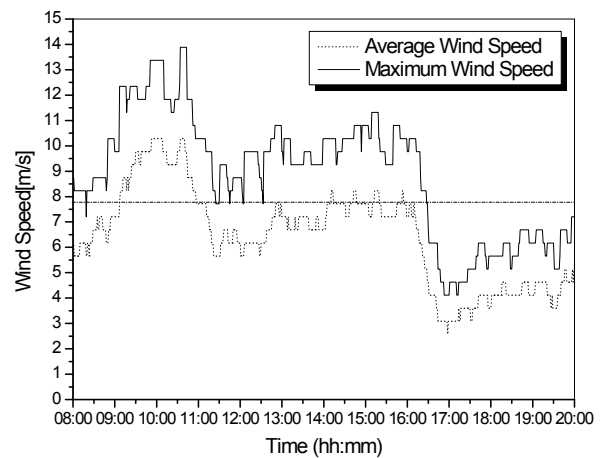


그림 8. 시간에 따른 풍속
Fig. 8 Time Variation of the Wind Speed.

2-5 수치해석 방법

수치해석은 상용프로그램인 Fluent 6.3을 이용하여 3차원 수치해석을 수행하였다. 경계조건으로는 Velocity Inlet과 Pressure Outlet을 이용하였고 차후 연구를 위하여 Interior 경계조건을 사용하였다. Velocity Inlet 조건으로는 기상 분석 결과를 바탕으로 순간 최대풍속을 입구조건으로 사용하였으며, 표 2에 나타난 모든 조건 중에서 풍향 240°에 대하여 해석하였다. 사용된 난류 모델은 $k-\epsilon$ 을 사용하였으며, 난류 모델의 수송방정식은 식(1)과 식(2)와 같다[13].

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) \\ &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} \end{aligned} \quad (2)$$

식(1)과 식(2)에서 $\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}$ 이고 G_k 는 평균속도 구배에 의한 난류운동에너지, G_b 는 부력에 의한 난류운동에너지 그리고 $C_{1\epsilon}$, $C_{2\epsilon}$, $C_{3\epsilon}$ 은 상수이며, σ_k , σ_ϵ 은 k 와 ϵ 에 대한 난류 Prandtl number이다.

수치해석에 사용된 하드웨어는 Intel Xeon dual core 5160 3.0GHz CPU 2개와 12Gbyte 메모리를 장착한 하드웨어를 이용하여 4개의 core로 multi-processing으로 해석하였다.

2-6 수치해석 결과

2-6-1 지형 모형의 수치해석 결과

표 2에 나타난 기상분석 표에서 풍향 240°에 대하여 수치해석을 수행하였다. 이는 풍향 240°가 활주로 방향과 수직을 이루는 방향으로 측풍에 대한 영향이 가장 클 것으로 예상하기 때문이며, 선행연구가 2차원 유동해석이기 때문에 이를 3차원으로 확장했을 때 나타나는 현상을 살펴보기 위함이다.

그림 9는 지형 모형에 나타나는 정압분포 대한 그림으로 이때 불어오는 최대 풍속은 18.05m/s 이다. 입구속도의 크기 변화는 최대 약 20.1%의 변화량을 가지는데 반하여 지형의 형상으로 인하여 정압분포의 분포도와 크기가 크게 변하는 것을 알 수 있으며, 최대 정압의 크기 변화는 약 124.3%와 최소 정압의 크기 변화는 약 154.6%의 변화량이 존재한다.

그림 10은 지면에서의 동압분포를 나타내고 있는 그림이며, 지형에 따라서 동압분포가 크게 변화한다는 것을 알 수 있다. 동압을 속도로 환산한다면 최소 0.107m/s에서 최대 19.06m/s가 된다.

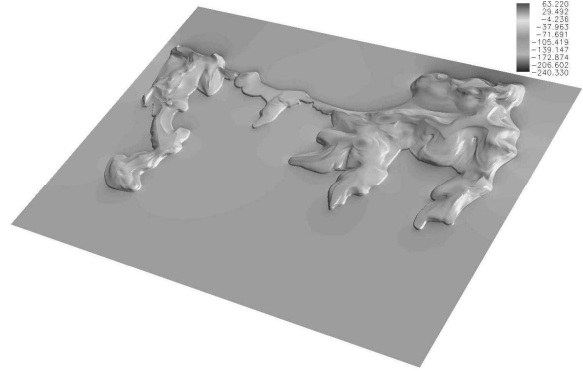


그림 9. 지형 모형의 정압분포[pascal]

Fig. 9. Distribution of Static Pressure for Terrain Model[pascal]

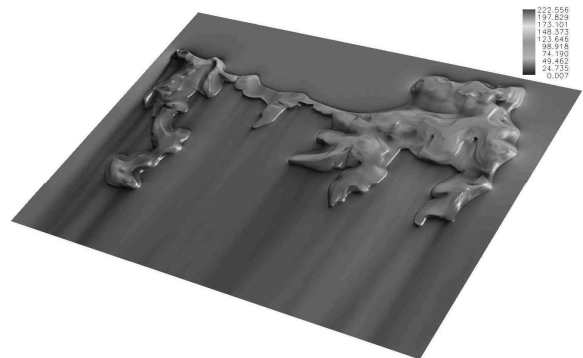


그림 10. 지형 모형의 동압분포[pascal]

Fig. 10 Distribution of Dynamic Pressure for Terrain Model[pascal]

지형모델에 대한 동압과 정압분포를 살펴본 결과 유동현상은 지형의 형상에 영향을 받게 되고 이러한 현상이 활주로 주변의 시설물과 만날 경우 더 큰 변화를 발생시켜 활주로 상에 복잡한 유동현상이 발생될 것으로 예상된다. 지형모델에서 산출된 속도분포와 압력분포 그리고 난류모형 값을 시설물모형에 적용시켜 해석된 결과는 다음과 같다.

2-6-2 시설물 모형의 수치해석 결과

풍향 240°이고 풍속이 18.05m/s일 때 지형모델에서 계산된 결과를 시설물모형의 경계조건에 적용시켰을 때 시설물 모형에 나타나는 수치해석 결과는 다음과 같다.

그림 11은 활주로의 주변시설물의 벽면에서 발생하는 정압분포이다. 활주로의 유도로에 아주 불안정한 정압분포를 보이고 있음을 알 수 있다.

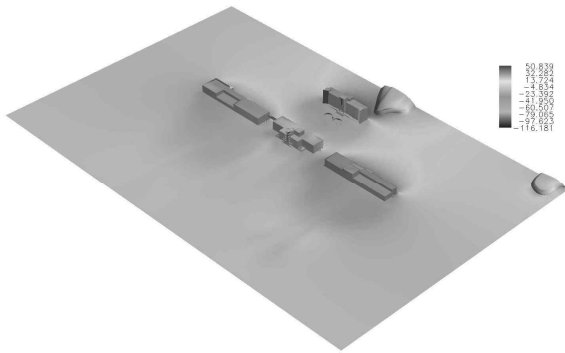


그림 11. 시설물 모형의 정압분포[pascal]
Fig. 11. Distribution of Static Pressure for Building Mode[pascal]

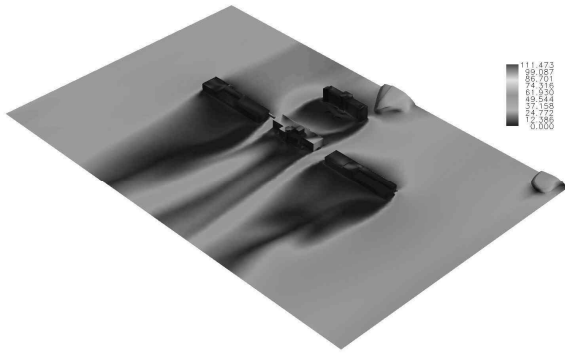


그림 12. 시설물 모형의 동압분포[pascal]
Fig. 12. Distribution of Dynamic Pressure for Building Model[pascal]

그림 12는 지면과 건물 벽면에서 발생하는 동압 분포를 보이고 있다. 동압을 이용하여 단순히 지면과 벽면에서 속도분포를 구해보는다면 최대 속도는 13.491m/s이고 최저속도는 0.002m/s가 된다. 동압분포에서 알 수 있듯이 활주로 주변 시설물의 형태와 배치에 따라서 활주로는 미칠 수 있는 속도분포가 크게 변할 수 있다는 것을 알 수 있으며 이로 인하여 활주로는 큰 수직속도변화가 있을 수 있을 것으로 예상할 수 있다.

그림 13은 활주로 방향에 대하여 수직방향단면의 압력분포이다. 단면의 위치는 시설물 단면형상을 기준으로 정하였다. 그림에서 시설물단면 형상에 따라서 압력분포의 형태와 크기가 상이하게 나타나며, 관제탑의 경우 기숙사의 영향을 받아 후류영역이 거의 발생되지 않고 있음을 알 수 있다. 반면에 격납고(1)과 격납고(2)의 경우 단면의 형상에 따라 후류영역의

형상과 압력분포의 크기가 다르게 나타난다. 이러한 후류는 활주로 상에 크기와 방향이 서로 다른 복잡한 속도분포를 형성시키게 되고 이는 그림 14와 그림 15에서 그 영향을 확실하게 볼 수 있다.

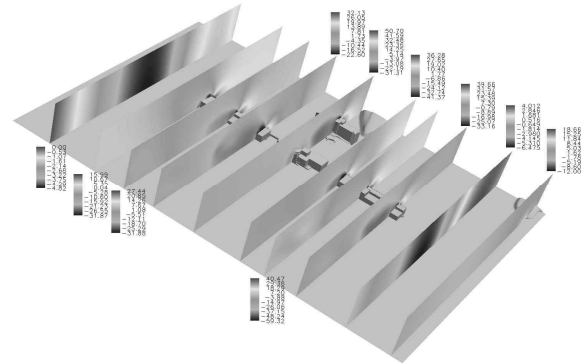


그림 13. 단면별 압력 분포[pascal]
Fig. 13. Distribution of Sectional Static Pressure[pascal]

그림 14는 각 단면별 속도분포를 나타낸 것이다. 여기서 건물의 높이만으로는 관제탑이 가장 높은 건물이지만, 관제탑의 후방에 기숙사가 건설되어 있어 기숙사를 통과하면서 감속된 흐름이 관제탑을 통과하기 때문에 활주로는 영향을 미칠만한 강한 후류가 발생되지 않고 있다. 반면에 격납고(1)의 북측 단면과 격납고(2)를 가로지르는 북측단면의 경우 활주로는 큰 영향을 미칠 수 있는 후류가 발생되고 있음을 볼 수 있다. 이는 선행연구에서 보여준 결과와 잘 일치하는 현상으로 건물 단면의 형상이 후류의 크기와 형상에 영향을 준다는 것을 알 수 있다.

그림 15는 속도벡터를 보여주고 있는데 단면에 투영된 속도벡터가 아니라 수치해석의 결과를 그대로 반영한 속도벡터이다. 후류영역의 속도벡터를 관찰해 보면 격납고(1)과 격납고(2)의 북측 단면에서 강한 후류에 의한 속도벡터의 변화가 크게 발생된다는 것을 알 수 있다. 특히 격납고(2)의 북측 2번째 단면의 후류영역은 계속 발달되어 계산영역 밖까지 그 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

그림 16은 활주로 면에 수직방향으로 작용하는 속도분포와 vortex core의 경로를 나타낸 그림인데, vortex core는 그림에서 검정색 선으로 표시하였다.

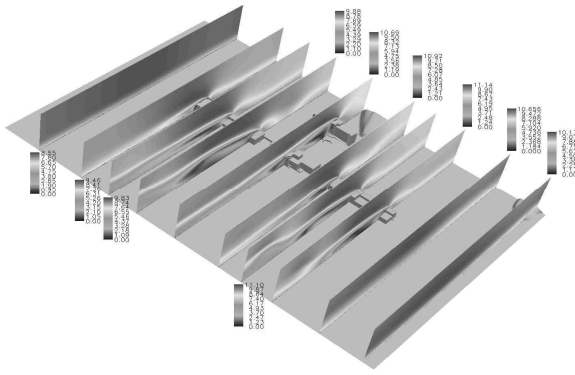


그림 14. 단면별 속도 분포[m/s]
Fig. 14 Distribution of Sectional Velocity Magnitude[m/s]

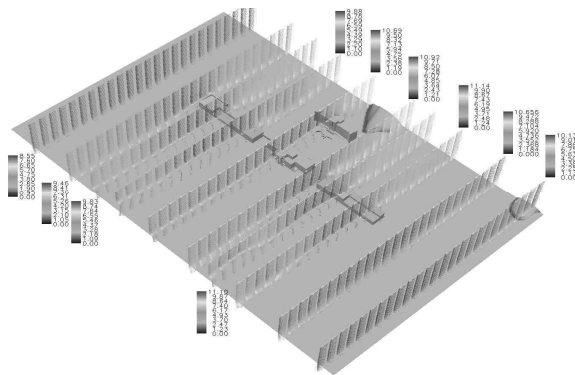


그림 15. 단면별 속도벡터[m/s]
Fig. 15. Sectional Velocity Vector[m/s]

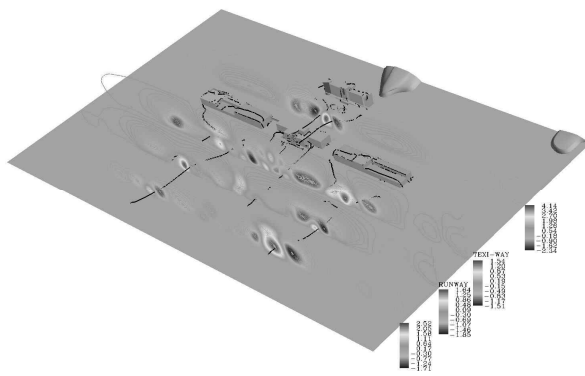


그림 16. 활주로 방향에 따른 수직속도분포
Fig. 16. Vertical Velocity Distribution in the Direction of the Runway[m/s]

기숙사와 관제탑 사이의 단면에서 최대 수직속도는 양의 방향으로 4.14m/s이고 음의 방향으로 -2.34m/s로 약 6.48m/s의 큰 속도차를 보이고 있지만, 이러한 영향이 관제탑에 가로막혀 활주로는 큰 영향을 미치지 못하고 있음을 볼 수 있다.

유도로 또한 아주 복잡한 유동현상을 발생시키고 있는데, 양의 방향 최대 속도는 1.54m/s이고 음의 방향 최대 수직속도는 -1.51m/s로 최대 3.05m/s의 수직속도차를 보이고 있다. 특히 양의 방향 수직속도와 음의 방향 수직속도가 8회 정도 반복되는 것을 관찰할 수 있으며 vortex core의 경로를 살펴보면 활주로 주변 시설물을 통과한 흐름에 직접적인 영향을 받고 있다는 것을 알 수 있다. 특히 유도로에서 중소형 무인항공기의 이착륙이 빈번한데 이러한 수직속도 큰 변화는 유도로에서 이착륙하는 무인항공기에 큰 영향을 미치게 되고 이착륙 조종 불안정성을 발생시킬 것으로 예상된다.

활주로에서 측정되는 양의 방향 수직속도는 최대 1.64m/s이고 음의 방향 수직속도는 -1.85m/s로 약 3.25m/s의 속도차를 보이고 있다. 양의 방향 수직속도와 음의 방향 수직속도의 분포는 약 5군데 정도이며 유도로의 경우보다 흐름의 복잡성을 줄어들었지만, 동압분포와 vortex core의 경로를 볼 때 격납고와 관제탑 사이에서 발생하는 빠른 흐름의 영향으로 발생된 와류가 합쳐지거나 상쇄된 것으로 판단되며, 이러한 흐름의 특성은 활주로를 넘어선 구역에서도 유지되고 있음을 알 수 있다.

그림 17은 계산영역에 대한 좌표로 x축 및 y축의 값은 그림 1에 나타난 지형 모형의 원점으로부터 측정된 거리이며, 이를 기준으로 할 때 활주로 중앙선은 y=1069m 위치에서 x축과 평행하다.

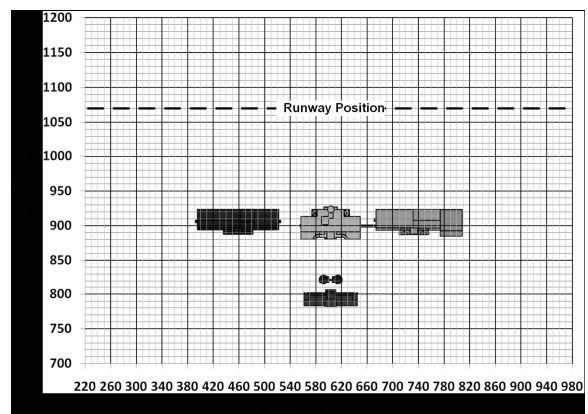


그림 17. 시설물 위치도
Fig. 17. Building Location

그림 18은 활주로 방향에 수직인 유동으로 인하여

활주로에 대하여 수직방향으로 발생하는 수직속도와 이에 따른 받음각 변화를 나타낸 그림이다. 그림 18에서 x 축은 그림 17의 x축에 해당되는 값이며, 왼쪽 y축은 수직속도의 크기를 오른쪽 y축은 수직속도에 의해 발생하는 받음각 변화량을 나타낸다.

수직속도성분에 의해 발생하는 받음각 변화량은 식(3)에 의해 결정되며, 여기서 V_y 는 활주로 중앙에서 발생하는 수직속도 성분이며, V_{app} 는 항공기의 활주로 접근속도이다.

$$\Delta AOA = \tan^{-1}\left(\frac{V_y}{V_{app}}\right) \quad (3)$$

접근속도의 선정은 수치해석 대상 비행장에서 운영하고 있는 경량 항공기인 유로스타의 실속속도를 기준으로 하였으며, 유로스타의 실속속도가 약 31kt 이므로[14] 접근속도는 실속속도의 1.3배인 약 20.7 m/s가 된다[15].

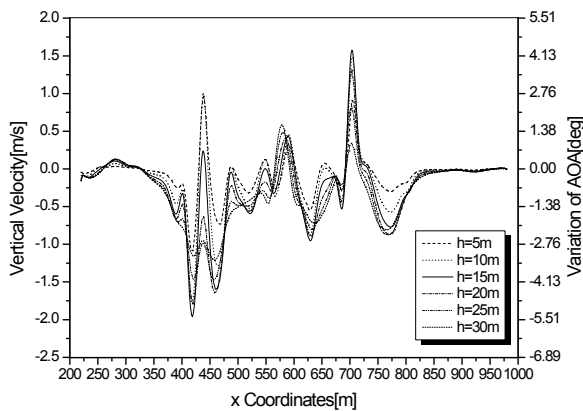


그림 18. 위치에 따른 수직속도 및 받음각 변화량
Fig. 18. Vertical Velocity & AOA Variations due to Location

그림 18은 풍향이 활주로 방향에 수직이므로 수직속도 변화 구역은 활주로 주변 시설물이 위치한 영역이 거의 일치함을 알 수 있다. 특히 높이에 따른 받음각 변화의 경향성이 대부분 유사하게 나타났으며, 그 중에서 음의 방향으로 가장 큰 변화를 보이는 h=15m의 받음각 변화에 대한 경향을 보면 다음과 같다.

최대 받음각 감소량과 받음각 증가량은 높이 15m에서 약 -5.4° 와 4.1° 정도로 그 차이가 9.5° 정도인데

일반적인 항공기의 실속받음각이 $10^\circ \sim 12^\circ$ 근처인 것을 감안한다면 심각한 수준이다. 특히 높이 15m에서 x 축좌표 418m ~ 437m 사이에서 받음각 변화의 진폭이 -5.5° 에서 0.65° 로 급격하게 변화하는 것을 볼 수 있으며, x축 좌표 685m ~ 703m 사이에서도 받음각 변화량은 -1.47° 에서 4.45° 로 변하면서 약 6° 정도의 받음각 변화를 가진다. 이러한 구역을 그림 17에서 찾아보면 격납고(1)과 격납고(2)의 활주로 북측 부분에 해당되는데, 선행 연구에서 연구된 수직속도에 의한 받음각 변화량이 가장 크게 발생된 시설물 단면에 해당된다. 즉 받음각 증감을 결정하는 것은 풍향에 대한 시설물 단면형상과 배치라고 할 수 있다.

높이 15m를 기준으로 하였을 때 관제탑이 위치한 곳에서의 수직속도 변화에 따른 받음각 변화량은 최소 -2.76° 에서 최대 1.38° 이지만, 받음각 변화량의 주기가 다른 구역에 비하여 크고 진폭도 1/2 이하로 작다. 이는 기숙사가 관제탑 뒤편에 위치하여 관제탑에서 발생될 수 있는 후류를 방해하고 있으며, 선행연구에서 밝힌바와 같이 건물의 높이보다는 단면형상에 따라 발생하는 후류영역의 크기와 강도가 달라지기 때문이다.

그림 18을 이용하여 수치해석 대상 비행장에서 운영되는 유로스타의 접근속도를 기준으로 받음각 변화를 시간에 대한 주파수 분석결과 받음각 변화의 주기는 최소 약 1초에서 최대 3초 정도를 가지며 불규칙적으로 발생된다. 이러한 불규칙적인 주기에 의한 심한 진동은 이착륙 조종안정성에 영향을 미쳐 조종사에게 심리적으로 불안한 요소로 작용할 것으로 예상되며, 특히 무인항공기 제어에 많은 어려움이 따를 것으로 판단된다.

V. 결 론

3차원 전산수치해석을 통하여 활주로 방향에 수직으로 발생하는 유동이 활주로에 미치는 영향에 대하여 알아보았으며, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

활주로 주변 시설물의 단면형태와 배치에 따라 활주로에서 발생하는 후류의 영역의 크기와 강도가 달

라진다는 것을 알 수 있었다. 이는 2차원 전산수치해석을 이용한 선행연구의 결과와도 잘 일치한 것이며, 받음각 변화량의 최대 진폭은 경량항공기인 유로스타를 기준으로 약 6°정도로 나타났다.

관제탑이 위치한 영역의 경우 시설물 후류에 의한 받음각 변화량이 다른 영역에 비하여 1/2 이하로 감소하였으며 이는 관제탑 뒤편에 위치한 기숙사를 통과하면서 감소된 흐름 때문이다. 따라서 활주로 건설 시 주변 시설물을 적절하게 배치한다면 활주로에서 발생될 수 있는 받음각변화의 진폭을 크게 감소시킬 수 있을 것이다.

활주로 주변 시설물에서 발생된 vortex core의 경로와 속도분포를 관찰한 결과 건물과 건물 사이를 통과한 빠른 흐름이 건물에서 발생하는 후류의 발생을 방해하지만, 건물에서 발생된 와류가 이러한 흐름에 밀려나면서 다른 영역에서 발생된 와류와 병합되어 활주로 상에서 더 강한 후류로 발달된다는 것을 알 수 있었다. 이러한 지역은 다른 지역에 비하여 활주로에서 더 큰 받음각 변화량을 발생시키는데, 이렇게 병합된 후류는 활주로지역을 넘어 계속 발달되는 것이 관찰 되었다.

활주로 주변 시설물을 통과한 흐름에 의해 발생된 받음각 변화량의 주파수 분석결과 주기가 최소 1초에서 최대 3초정도의 불규칙적인 진동이 발생하는 것으로 나타났으며, 중소형 무인항공기와 같이 접근 속도 및 착륙 직전 속도가 일반 항공기에 비하여 느린 경우 동일한 수직속도 변화에 대해서 더 큰 받음각 변화의 진폭을 가지게 될 것이며, 이와 같은 큰 변화는 비행 안정성에 큰 문제로 작용할 것으로 판단된다. 물론 급작스러운 비행자세 변화를 지상조종사가 감지하여 수동 조종하더라도 지상 조종사의 능력에 따라 무인항공기의 이착륙이 결정되므로 활주로 주변 시설물의 형상과 배치에 따른 측풍과의 관계를 규명하여 그 영향을 최소로 할 수 있는 방법에 대한 연구가 필요하다.

감사의 글

본 논문은 2010년도 한서대학교 교비 학술연구 지원 사업에 의하여 연구되었음.

참 고 문 헌

[1] Fred H. Proctor and David A. Hinton., "A Windshear Hazard Index", *Preprints of 9th Conference on Aviation, Range and Aerospace Meteorology 11-15 September 2000*. pp. 482-487

[2] P. Douglas Arbuckle, Michael S. Lewis, and David A. Hinton, "Airborne Systems Technology Application of the Windshear Threat", *International Council of the Aeronautical Sciences Paper Number 95-5.7.1*, Sep. 1996

[3] Fred H. Proctor, "Interaction of Aircraft Wakes from Laterally Space Aircraft", *American Institute of Aeronautics and Astronautics 092407*

[4] Y.S. Ebrahimi, "Parallel Runway Requirement Analysis Study", *NASA Contractor Report 191549, Volume 1*, December 1993

[5] P. Neofytou, A.G. Venetsanos, D. Vlachogiannis, J.G. Bartzis, A. Scaperdas, "CFD simulations of the wind environment round an airport terminal building", *Environmental Modelling & Software 21*, pp.520-524, 2006.

[6] 홍교영, 신동진, 박수복, "활주로 주변건물을 지나는 측풍에 의한 이착륙 항공기의 받음각 감소에 관한 연구", *한국항공운항학회지, 제17권 제2호*, pp. 1-7, 2009. 6.

[7] 홍교영, 신동진, "활주로 주변 건물로 인하여 발생하는 Ground Turbulence 감소 방안", *한국항공학회 논문지, 제13권 제6호*, pp. 820-830, 2009. 12.

[8] 신동진, 홍교영, 김영인, "활주로 주변에 설치된 fence가 Ground Turbulence에 미치는 영향에 대한 연구", *한국항공운항학회지, 제17권 제4호*, pp. 32-41, 2009. 12.

[9] 국토해양부, "비행장시설 설치기준(국토해양부 고시 제2009-346호)", pp.2-2, 2009.

[10] ICAO, "Doc. 9184-Airport planning manual Part I. Master planning", pp. I-35 - I-37, 2008.

[11] ICAO, "Annex. 14-Aerodrome", Vol. I, 2008.

[12] Cessna Aircraft Company, "Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual", *CESSNA MODEL 172s*, 1998

- [13] FLUENT Inc., "FLUENT6 User's Guide Volume 2", pp. 10-15 - 10-16, 2006.
- [14] Evektor Aircraft Company, "EV97 Operating Manual", 2006.
- [15] 노건수, "항공기 성능", 도서출판 공간아트, pp. 176-178, 2009.

신 동 진(申東辰)



1999년 2월 : 한국항공대학교
항공공학(박사)

1999년 3월 ~ 현재 : 한서대학교
항공기계학과 교수

2005년 ~ 현재 : 한서대학교
항공기술교육원 원장

관심분야 : 공기역학, CFD, 비행시험

홍 교 영 (洪敎榮)



1993년 ~ 2001년 대한항공
항공기술연구소 선임연구원

1999년 8월 : 한국항공대학교
항공전자공학과(박사)

2001년 9월~현재 : 한서대학교
항공전자시물레이션 학과 교수

2004년 8월~현재 : 한서대학교
항공기술연구소 소장

관심분야 : 비행시험, 항공기시스템, 항공통신 등