

제어체적을 이용한 항공교통흐름 모델링

Air Traffic Flow Modeling based on Control Volume Approach

김장환*, 강자영(한국항공대학교)

I. 서론

미국이나 유럽에서 수행된 연구보고에 의하면 향후 10년간 항공교통밀도의 증가는 항공기나 단순 지상시스템의 개선만으로 쉽게 해결되지는 않을 것이라고 한다. 항공교통환경의 모델링 및 분석 문제는 항상 항공기 운항 분야의 관심대상이었다. 본 연구의 주된 목표는 현재 항공교통 시스템에서 발생하고 있는 항공교통 과밀화를 해결하기 위함이다. 예측에 의하면 이러한 항공교통의 체증은 향후 더 심화되리라는 분석이다. 이러한 항공교통 과밀화는 일부 시설의 부족한 수용량에도 원인이 있겠지만 이러한 문제는 어느 정도 좀더 나은 공역관리를 통하여 개선될 수 있다는 것이 항공업계의 견해이다. 현재 항공교통흐름에 대한 연구는 공역자원을 좀더 효율적으로 관리할 수 있는 교통 분석 및 제어 도구를 개발하는 방향으로 진행되고 있다.

충돌 탐지 및 해결과 같은 어떠한 ATM 적용을 위한 항공기 차원의 공역 모델들을 사용하는 것이 필요할지라도 이들 상세 모델들을 항공교통 흐름 관리의 문제들을 풀기 위한 해석적 방법에 쉽게 받아들일 수가 없다. 이는 공역에 있는 각 항공기의 운동을 표시하고자 할 때 항공기당 적어도 3개의 미분방정식이 필요하기 때문에 수식의 크기가 문제를 좌우하기 때문이다. 그러므로 차수가 낮고, 만족할만한 신뢰성을 가진 시스템 동력학을 표현할 수 있는 동적 공역 모델을 개발하는 것이 바람직하다. 이는 수식의 차수가 항공교통 환경 내에 있는 항공기의 수보다는 항공교통환경의 공간적 복잡성에 의존되는 모델링 방법을 연구함으로써 성취될 수 있다. 이러한 모델링 방법이 오일러 방법이다. 오일러 모델링 방법은 유체역학 및 열전달과 같은 분야에서 상당히 성공적인 방법이었다.

본 논문에서 토의된 연구의 초점은 오일러 방법을 이용한 항공교통흐름의 모델링에 있다. 오일러 모델링 기법은 항공교통흐름의 모델을 만들기 위해 항공교통을 공간적으로 1차원 제어 체적에 모은다. 결과적으로, 공역모델의 차수는 항공교통환경을 나타내기 위해 사용된 제어체적의 수에 달려 있으며, 그 안에서 운항 중인 항공기의 수에 달려 있지 않다. 이러한 모델링 기법에서는 각 항공기의 운용상의 상세한 내용은 없어지고, 단지 각 제어체적에서 운항 중인 항공기의 총체적 특성만 보존된다. 그러나 이것은 항공교통흐름관리의 문제를 푸는데 적합하다. 이 기법은 육상교통 모델링 기법에 기초한 것이며, 오일러 항공흐름 모델기법으로 불린다.

이 모델에 대한 신뢰성은 항공교통흐름의 속도 변화 및 이산화 공역의 공간적 해상도에 달려 있다. 오일러 모델의 공식화와 신뢰성 평가에 대한 토의는 본론에 주어져 있다. 각 체적 안에서 항공교통의 속도가 일정하다고 가정한다면 오일러 모델로부터 선형 이산 시차 방정식을 얻는다. 전산선형대수 알고리즘[1,2]을 이용하여 이들 모델들을 만들고 시뮬레이션하는데 필요한 신뢰성 있는 소프트웨어를 개발할 수 있다.

선형 이산 시간 동적시스템의 이론[3]을 오일러 교통흐름모델과 함께 사용하여 다양성 있는 유용한 해석결과들을 유도할 수 있다. 예를 들어 흐름에 대한 공역의 제어성, 공역의 여러 위치에서의 출발 제어는 호조건 수치 알고리즘(well-conditioned numerical algorithm)으로 평가될 수 있다. 또 다른 예로서, 행렬계산을 이용하여 공역내의 어떤 관심 지점 사이에서의 교통 대기시간을 결정하기 위한 오일러 모델로부터 이산시간 전달함수[3]를 유도할 수 있다. 그리고 대기시간을 이용하여 교통의 흐름을 관리하기 위한 여러 가지 후보 제어 방법들의 효

과를 결정할 수 있다.

또한 오일러 모델을 이용하여 여러 가지 항공교통 흐름 제어방법 하에서의 공역의 안정성 및 강인성에 대한 정보를 이끌어 낼 수 있다. 제어전략이 비선형일 경우 Lyapunov 안정성이론[4~5]에 대한 전산 기법이 유용한 결과를 유도하는데 이용될 수 있다. 교통흐름 분석에 대한 유용성외에도 오일러 모델은 흐름제어 방법과 흐름 관측기 알고리즘을 합성하는데 사용될 수 있다.

선형 다변수 제어이론[3]은 오일러 교통흐름 모델을 사용할 수 있는 다양한 설계방법들을 제공하여 안정성 있고 강인한 흐름제어 알고리즘을 유도할 수 있다. 시스템이 완전히 제어 가능하고 모델의 모든 상태변수들이 측정 가능할 경우 페루프 시스템에 대한 원하는 특성을 제공하도록 제어법칙이 설계될 수 있다. 이들 알고리즘은 수동제어를 위한 판단 자료나 또는 자동화된 공역흐름제어에 대한 기준으로 사용될 수 있다. 또한 선형제어 이론을 이용하여 인적 제어를 허용할 수 있도록 항공교통환경에 뒤먹임루프 도입에 필요성을 확인할 수 있다. 제어방법에 대한 연구는 다음 기회에 다루기로 한다.

II. 항공교통흐름의 모델링

항공교통흐름 제어의 목적은 도착, 출발 및 항로에 대한 전략들을 종합하여 국가공역시스템을 통하여 항공교통 흐름을 원활하게 하는 것이다. 제어절차는 항공기의 도착을 계량하고, 여러 공항으로부터의 출발을 지연시키고, 공역의 어떤 지역에서 운항속도 및 간격을 조절함으로써 이들 목적을 성취할 수 있다. 대부분의 시간에 교통 요구도가 낮을 경우에는 수동으로 효과적인 흐름제어를 할 수 있다. 그러나 교통 요구도가 증가될 때 완전한 수동적인 방법은 바람직하지 않은 흐름변동을 유발하고, 공역의 비효율적인 이용을 초래할 것이다. 따라서 흐름 분석 및 제어를 위한 해석적 도구들은 필수적이다.

본 논문에서 토의될 연구는 교통흐름의 모델링에 대한 새로운 접근 방법을 제시한다. 이 접근방법은 유용한 흐름 제어 및 분석 방법들을 유도하기 위해 참고문헌 [6~10]에 보고된 고전적인 도로교통 모델링 방법과 현대제어이론을 이용한다. 본 논문에 제시된 연구의 중심요소는 공역의 한 지역에 있는 항공기 그룹의 동적 거

동을 공간적으로 합함으로써 항공교통을 모델링 하는 것이다. 물리적으로 합리적인 가정 아래에서 이들 모델들은 선형의 이산시간 동적시스템의 형태를 갖는다. 이러한 시스템들은 어떤 복잡한 교통흐름 패턴을 모델링하기 위해 블록선도 대수학을 이용함으로써 합할 수 있다[3]. 모델의 선형적 특성 때문에, 그것은 공역에 있는 어떤 두 지점 사이에서 교통흐름의 확률론적 특성을 전파하도록 이용될 수 있다. 그렇게 함으로써 항공교통흐름제어를 위한 중요한 통계적 방법을 제공한다.

항공교통 흐름모델의 중요한 활용은 항공교통 흐름제어방법의 설계가 공역에 대한 원하는 동적특성을 확보하도록 하는데 있다. 예를 들어, 어떤 특정 공항에서 항공기의 도착/출발 흐름제어의 방법이 효율적 흐름이 성취되도록 설계될 수 있다. 흐름모델은 항공교통 환경에 영향을 미치는 날씨나 다른 변수들에 의해 유입된 섭동에 대해 강인한 제어방법들을 합성하는데 사용될 수 있다. 흐름제어방법들을 합성하기 위한 체계적 방법은 후속논문에서 다루고자 한다.

항공교통 흐름은 그들 개개의 비행 계획을 활용함으로써 공역에 있는 모든 항공기에 대한 운동 방정식을 통합함으로써 모델링 할 수도 있다. 이러한 방법에서 동역학적 방정식의 수는 그 환경에 있는 항공기의 수에 직접 비례한다.

항공교통흐름제어 문제는 개별 항공기의 동적인 거동보다는 오히려 항공기 그룹의 집합적인 특성에 더 관계가 있기 때문에 다수의 항공기의 동적인 특성을 결합하는 방법이 실제적 적용에 있어서 더 효과적일 수 있다. 이러한 집합은 공역을 서로 연결된 지역으로 분할하고, 교통흐름의 동역학을 이들 지역에서의 흐름특성의 향으로 기술함으로써 성취될 수 있다. 예를 들어, 한 지역에 속한 항공기 수의 변화율은 그 지역에 유출입되는 교통량에 기초하여 설명될 수 있다.

한 지역에 있는 항공교통 흐름의 동역학 방정식을 유도하기 위해 공역에 있는 항공기 수의 보존과 같은 구성법칙이 적용될 수 있다.

이러한 항공교통 흐름 모델링 방법이 오일러 방법[12]인데, 이 방법은 주변에 있는 모든 개별 항공기의 경로를 좀 더 분명하게 모델링 하는 Lagrange 방법과는 대조적이다. 오일러모델은 공역의 지역에 있는 항공 교통흐름의 동역학을 나타내기 때문에 모델의 차수는 공역에 있는 항공기의 수와는 독립적이다. 따라서 Lagrange 방법과 대조적으로 항공교통 흐름의

동역학에 대한 오일러 기법의 효율성은 그 주변에 있는 항공기 수에 있어서 개선된 점이다.

주의할 점은 Lagrange 모델링 기법과 달리 오일러 방법은 항공교통환경에 있는 개별 항공기의 정체성을 보존하지 않는다는 점이다. 별도의 복잡한 절차가 주변에 있는 개별 항공기의 위치를 추적할 수 있도록 개발되어야 한다.

유체역학적 집합 개념을 이용하여 도로교통에 대한 모델 공식을 만드는 일은 1950년대 이후의 관심이었다. 이 분야에서 독창적인 논문은 Lighthill 및 Whitham[6], Richards(LWR)[7]이 쓴 것으로서, 이 방법은 도로교통문헌에서 집합적으로 LWR이론으로 알려져 있다. LWR이론은 흐름속도 $y(x, t)$, 선형밀도 $\rho(x, t)$ 사이의 관계가 시간의 함수[8]가 아닌 위치의 함수로써 변한다. 즉, 어떤 주어진 함수 f 및 g 에 대해

$$\rho = f(y, x) \quad (1)$$

$$y = g(\rho, x) \quad (2)$$

진입 또는 유출 교통량이 없을 때 LWR이론에 따른 보존방정식은 다음의 1차원 편미분방정식의 형태를 갖는다[9].

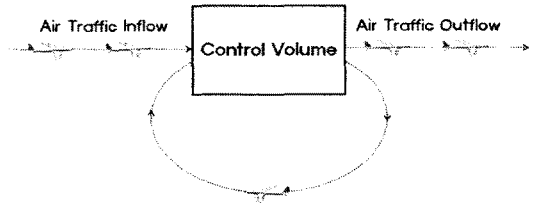
$$\frac{\partial y(x, t)}{\partial x} = - \frac{\partial \rho(x, t)}{\partial t} \quad (3)$$

제어체적 안으로 유입되는 교통량은 제어체적의 밀도를 변화시키고, 따라서 제어체적으로부터의 유출량을 변경시킨다. LWR이론은 유체흐름의 물리학과 유사하기 때문에 때때로 교통흐름의 유체역학 이론으로 고려된다.

LWR 편미분방정식을 특성방법[8]을 이용하여 풀 수 있을지라도 해법처리는 시스템이 급격한 공간적 밀도 변화나 충격을 받을 때마다 매우 복잡하다. 최근의 연구에 의하면 특별한 이산 형태의 LWR 보존방정식은 충격이 발생해도 합리적인 해를 제공할 수 있는 것으로 밝혀졌다[9~10]. 이러한 이산 처리로 인하여 각 제어체적 내의 선형 흐름 동력학을 나타내는 차분 방정식으로 이루어진 연립 1차원 제어체적들의 시스템이 생성된다. 어떠한 교통 환경도 이렇게 서로 연립된 제어체적들로 이루어진 하나의 시스템으로 모델링 될 수 있다.

본 연구의 궁극적인 목적이 흐름의 제어방법을 분석하고 합성하는 것이기 때문에 오일러

모델은 항공교통제어활동의 효과를 포함하는 것이 필요하다. 더구나, 모델은 제어체적 안에 있는 흐름의 속도와 항공기의 수와 연관이 있다. 교통흐름의 합류 및 분기는 참고문헌 [10]의 방법과 다르게 취급된다. 이러한 변화는 도로 교통시물레이션 연구에서 사용된 것들과 다른 모델을 생성한다.



<그림 1> 1차원 교통흐름 모델

그림 1은 항공교통의 관점에서 제어체적의 개념을 예시하고 있다. 제어체적은 입력부로 들어가는 항공기와 출력부를 떠나는 항공기를 가진 특정된 길이의 1차원적 존재이다. 항공교통 제어활동은 속도를 변화시키거나 제어체적 안으로 항공기의 항로를 늘림으로써 제어체적으로부터 유출을 조절한다. 모델링 과정에서 일관성 유지의 투명성 관점에서 제어체적의 입력 및 출력 항공기의 속도는 동일하다고 가정한다. 이러한 접근방법은 모델을 결정적으로 단순화시켜준다. 모델에서 항공교통제어활동의 모델링에 대한 추가적인 명료성이 다음에 기술된다.

순간 i 에 제어체적 j 에 있는 항공기의 수를 x_j 라고 하면, 이 제어체적 안에 있는 항공기 수의 변화는 다음의 이산시차방정식으로 표현할 수 있다.

$$x_j(i+1) = x_j(i) + \tau_j [y_{j-1}(i) - y_j(i)] \quad (4)$$

단위 시간구간에 제어체적 $j-1$ 로부터 제어체적 j 로 들어가는 항공기의 수는 $y_{j-1}(i)$ 이고, 제어체적을 떠나는 항공기의 수는 $y_j(i)$ 이다. 시간구간 τ_j 는 제어체적 내에 있는 평균항공기 속도 v_j 와 제어체적 크기 Ω_j 로부터 계산된다.

$$\tau_j = \Omega_j / v_j \quad (5)$$

따라서, τ_j 는 항공기가 제어체적을 통과하는 시간이다. 그 외에, 다음 관계는 관찰에 의해 얻

어진다. 즉 제어체적 내에 있는 항공기의 공간 밀도는

$$\rho_j = x_j / \Omega_j \quad (6)$$

이고, 제어체적 내에 있는 항공기 사이의 평균 간격은

$$d_j = \Omega_j / x_j = 1 / \rho_j = v_j / d_j \quad (7)$$

이다. 정상적인 조건 아래에서 제어체적 j 로부터의 항공교통흐름의 속도는 항공교통의 공간 밀도 및 평균교통속도에 비례한다.

$$y_j = v_j x_j / \Omega_j \quad (8)$$

제어체적을 통하여 흐름을 제어하기 위해, 관제사들은 교통속도를 변화시키거나 제어체적 안으로 항공기의 항로를 늘릴 수 있다. 심각한 상황이 벌어졌을 때 일부 항공기는 제어체적 내에서 대기패턴에 있도록 할 수 있다. 오일러 모델은 개별 항공기의 행태를 기술하지 않기 때문에 이들의 효과는 항공교통관제 흐름속도

y_j^c 를 도입하여 함께 묶음으로써 제어체적으로부터의 흐름속도를 다음과 같이 수정할 수 있다.

$$y_j = v_j x_j / \Omega_j - y_j^c \quad (9)$$

보존의 법칙을 만족시키기 위해, 출력부에서 이 음(-)의 항공교통흐름의 속도는 제어체적 안으로의 추가적인 흐름으로 가산된다. 물리적 한계는 $0 \leq \tau_j y_j^c \leq x_j$ 형태로 표시되는 ATC 흐름 구속조건이다. 즉, 한 시간구간에 어떤 제어체적으로부터의 흐름은 그 제어체적안의 항공기의 수를 초과할 수 없다. 앞에서 설명한 식들을 이용하면 j 번째 제어체적에 대한 이산시차방정식은 다음과 같이 된다.

$$x_j(i+1) = (1 - \alpha_j v_j \tau_j / \Omega_j) x_j(i) + \tau_j y_j^c(i) + \tau_j y_{j-1}(i) \quad (10)$$

여기에서

$$\tau_j = \Omega_j / v_j \quad (11)$$

$$y_j = v_j x_j / \Omega_j - y_j^c \quad (12)$$

제어체적안의 항공기속도가 거의 일정하다면 이 차분방정식의 계수들도 상수로 고려될 수 있다. 항공기가 순항상태에서 강하하는 동안 천

천히 감속하거나 또는 상승하는 동안 가속하는 경우에 제어체적은 항공교통의 감속 또는 가속을 대략 추산할 수 있도록 몇 개의 등속 세그먼트를 정의하여 구성될 수 있다. 본 연구의 목적은 제안된 모델링 방법의 적정성을 보여주는 것이기 때문에, 이러한 제어의 세세한 사항은 본 논문에 포함되지 않을 것이다. 이후의 모든 내용에서, 항공기 속도는 고려중인 공역에서 거의 일정한 것으로 가정한다. ATC 흐름 y_j^c 를 제어변수 u_j 로 정의하면 앞서의 식들은 다음과 같은 형태로 고쳐 쓸 수 있다.

$$x_j(i+1) = a_j x_j(i) + \tau_j u_j(i) + \tau_j y_{j-1}(i) \quad (13)$$

$$y_j(i) = b_j x_j(i) - u_j(i) \quad (14)$$

여기에서

$$a_j = (1 - v_j \tau_j / \Omega_j), \quad b_j = v_j / \Omega_j, \quad \tau_j = \Omega_j / v_j \quad (15)$$

상기 오일러 모델은 현대 제어이론을 이용하여 분석하기 위한 적합한 형태로 표시되었다.

ATC의 행위 u_j 가 정의된 영역 내에 있을 경우 모델은 선형이지만, 그렇지 않을 경우 모델은 다음과 같은 상태중속제어구속조건을 포함하게 될 것이다.

$$0 \leq \tau_j u_j(i) \leq x_j(i) \quad (16)$$

다음 과정은 오일러 모델의 정확도에 대한 평가이다. 오일러 교통흐름 모델은 항공교통 환경의 근사치이다. 하나의 주어진 항공교통환경을 모델링하기 위해 사용된 제어체적의 수 및 분포는 원하는 모델링 정확도와 컴퓨터 성능에 달려 있다. 전형적으로, 제어체적의 물리적 차원들은 예상된 교통속도와 원하는 시간 분해도에 달려 있다. 특정한 교통흐름 패턴을 모사하기 위해 필요한 시간 분해도는 교통 흐름에서 가장 높은 예상된 변화의 주기에 달려 있다. 잘 알려진 표본 추출이론[3]은 표본의 주기가 가장 높은 신호 주기의 최소 2배는 되어야 한다고 기술하고 있다. 예를 들어, 교통흐름 데이터가 30분 이상 변화가 진행되고 있다면, 제어체적은 15분 이하의 시간 분해도를 가져야 한다. 만일 평균 교통속도가 400kn(741km/hr) 이라면, 시간 분해도는 100nm(=400kn x 0.25h)의 최대제어체적 크기에 이른다. 고려중인 공역의 모델은 이러한 크기의 하나의 제어체적이나 또는 좁은 2개 이상의 제어체적으로 구성될 수 있다.

비록 더 작은 제어체적 크기를 사용하면 모델의 정확성은 개선되겠지만, 너무 작게 만들면 이득이 거의 없다. 항공기 간의 최소 항로 간격이 5nm이기 때문에, 이는 제어체적 크기에 대한 하부 경계가 된다. 최소 제어체적 크기에서는 어떤 주어진 순간에 단 1대의 항공기가 제어체적을 점유하게 될 것이다. 반면, 제어체적 크기를 너무 크게 만들면 오일러 모델에 고유한 양자화 과정에 의해 발생된 계산적 오류가 발생될 것이다.

항공교통흐름의 합류 및 분기 노드

앞절에서 설명된 바와 같이 제어체적으로 모델링된 1차원 교통흐름에 추가하여, 영역은 여러 방향으로부터의 교통이 단일 흐름으로 합류되는 지점들을 포함할 수 있다. 또한 하나의 교통 흐름이 2개 또는 그 이상의 방향으로 갈라지는 지점이 있을 수 있다. 본 논문에서는 이들 지점들을 합류노드와 분기노드로 명명한다. 합류노드 및 분기노드에 대한 모델과 함께 1차원 제어체적의 모델들을 이용하여서 어떠한 항공교통환경을 표시할 수 있다. 그림 2는 개념적인 합류 및 분기 노드를 나타낸다. 합류노드의 모델은 보존의 법칙을 고려하여 유도될 수 있다. 본 연구에서는 노드가 항공기를 포함하지 않기 때문에 노드에 도착하는 항공기의 수는 노드를 떠나는 항공기의 수와 같아야 한다. 합류하는 동안 항공기의 속도가 일정하다는 가정 하에서, 보존의 법칙은 항로 k로부터의 항공기 흐름속도

진 노드는 2개의 합류 노드를 직렬로 모델링할 수 있다. 분기노드의 모델도 똑 같은 방법으로 유도될 수 있다. 각각의 유출 항로로 분기된 항공기의 비율은 분기 파라미터 β 로 정의된다. 분기 파라미터에 대한 구속조건은 다음과 같다.

$$0 \leq \beta \leq 1 \tag{18}$$

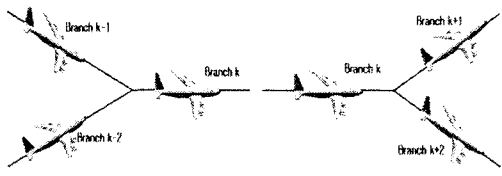
분기노드에 있는 각 항로의 교통흐름속도는 노드로의 유입량과 보존법칙을 사용하여 분기 파라미터의 항으로 표시될 수 있다.

$$y_{k+1} = \beta y_k, \quad y_{k+2} = (1 - \beta) y_k \tag{19}$$

1차원 제어체적 모델과 함께 합류 및 분기 모델을 이용하여 어떤 영역에서의 교통흐름 패턴을 모델링 할 수 있다. 다음 절에서는 예시 항공교통환경에 대한 흐름모델의 개발을 통하여 이러한 과정을 보여주고자 한다. 합류 및 분기노드에 대한 모델들은 교통흐름속도의 항으로 본 절에서 유도되었다. 하나의 대체 방법으로 노드에 도착하거나 떠나는 항공기의 수로 이 모델들을 계산할 수 있다.

오일러 모델의 적용

그림 3은 합류 및 분기 교통흐름을 가진 4개의 공항을 포함하고 있는 5개의 영역으로 구성된 항공교통환경을 보여주고 있다. 공항 1 및 2는 영역으로 항공기를 유입시키는 반면 공항 4 및 5는 도착하는 만큼의 항공기를 시스템에서 유출시키고 있다. 영역 4는 공항 4로 가는 교통뿐만 아니라 통과비행도 처리한다. 현재 모델링의 목적을 위해 이들 5개의 영역 중에서 3개는 흐름 제어 능력을 갖는 것으로 가정하였다. 항공교통환경은 제어체적과 합류 및 분기 노드로 분해 되어 있다. 제어체적의 크기는 각 ATC센터에 있는 상태의 수를 결정한다는 것에 주의해야 한다. 편리를 위해 모든 영역에서 평균 교통속도는 400kn으로 가정하고, 각 영역의 물리적 크기는 100nm의 정수배로 가정한다. 영역 1, 2, 5는 100nm의 크기를 갖고 영역 3 및 4는 200nm의 크기를 갖는 것으로 가정한다. 시간구간은 0.25h(1개의 시간 단위)로 한다. 따라서 영역 1, 2, 3은 각각 하나의 제어 체적을 갖고, 영역 3 및 4는 각각 2개의 제어 체적을 갖는다. 오일러 모델에서 각 제어체적은 하나의 상태 방정식과 하나의 출력 방정식을 갖는다. 시스템



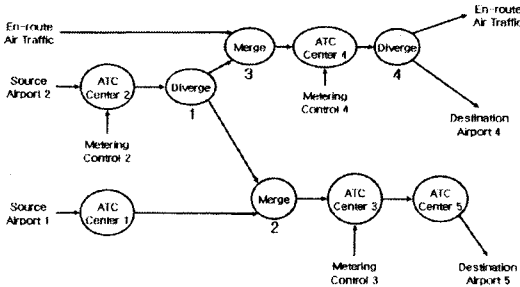
<그림 2> 항공교통의 합류 및 분기 노드

가 항로 k-1 및 k-2를 통하여 도착하는 항공교통흐름속도의 합과 같아야 한다는 것이다. 즉, 보존의 법칙은 다음과 같다.

$$y_k = y_{k-1} + y_{k-2} \tag{17}$$

이러한 표현은 전기회로이론에서의 Kirchoff 전류법칙과 유사하다. 2개 이상의 진입로를 가

동력학은 관찰을 통해 작성할 수 있다.



<그림 3> 제어체적, 합류 및 분기 노드로 표시한 항공교통환경

다음 방정식에서, 아래 첨자 s는 소스 또는 유입량을 나타내고, 위첨자 d는 유출량을 나타낸다.

공역 1에 대해

$$x_1(i+1) = a_1x_1(i) + \tau[y_1^s(i), y_1(i) = b_1x_1(i)]$$

공역 2에 대해

$$x_2(i+1) = a_2x_2(i) + \tau u_2(i) + \tau y_1^s(i)$$

$$y_2(i) = b_2x_2(i) - u_2(i)$$

공역 3에 대해

$$x_{31}(i+1) = a_{31}x_{31}(i) + \tau[y_1(i) + (1-\beta_1)y_2(i) + u_3(i)]$$

$$y_{31}(i) = b_{31}x_{31}(i) - u_3(i)$$

$$x_{32}(i+1) = a_{32}x_{32}(i) + \tau y_{31}(i)$$

$$y_3(i) = b_{32}x_{32}(i)$$

공역 4에 대해

$$x_{41}(i+1) = a_{41}x_{41}(i) + \tau[y_4^s(i) + \beta_1 y_2(i) + u_4(i)]$$

$$y_{41}(i+1) = b_{41}x_{41}(i) - u_4(i)$$

$$x_{42}(i+1) = a_{42}x_{42}(i) + \tau y_{41}(i)$$

$$y_4(i) = b_{42}x_{42}(i)$$

$$y_4^d(i) = (1 - \beta_4)y_4(i)$$

$$y_e^d(i) = \beta_4 y_4(i)$$

공역 5에 대해

$$x_5(i+1) = a_5x_5(i) + \tau y_3(i)$$

$$y_5^d(i) = y_5(i) = b_5x_5(i)$$

공역 3 및 4는 물리적 크기로 인해 각각 2개

의 상태변수를 갖도록 모델링 하였다.

이 모델에서 제어변수는 공역 1 및 2, $y_1^s(i)$, $y_2^s(i)$ 로부터의 출발속도이고, 공역 2, 3, 4에서의 흐름제어는 각각 $u_2(i)$, $u_3(i)$, $u_4(i)$ 이다. 이들 제어변수 모두가 항상 가용하지 않을 것이다. 예를 들어, 운용상 교통을 통제하기 위해서 흐름을 제어하기보다는 출발을 제어하는 것이 더 나을 수도 있다. 출발제어가 사용되지 않을 때는 항공교통환경으로의 항공기 유입은 모델에 대한 섭동으로 나타낸다. 모델의 상태 x_1 , x_2 , $x_{31} + x_{32}$, $x_{41} + x_{42}$ 및 x_5 는 어떤 순간에 각 센터에 있는 항공기의 수이다. 모델 출력은 유출, 즉 공역 4 및 5에 도착과, 통과비행 교통 유출 $y_4^d(i)$, $y_5^d(i)$ 및 $y_e^d(i)$ 이다.

앞의 방정식들은 간결하게 할 수 있고, 상태 방정식/출력방정식은 표준 상태-공간 형태로 놓을 수 있다[11]. 항공교통환경의 동력학은 시스템 행렬 A , 제어 행렬 B_1 , 섭동/제어 행렬 B_2 , 출력 행렬 C 및 피드포워드 행렬 D 의 항으로 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$x_{i+1} = Ax_i + B_1 u_i + B_2 y_i^s \quad (20)$$

$$y_i^d = Cx_i + Du_i \quad (21)$$

시스템을 분석하기 위해 선형시스템이론을 사용할 수 있다. 시스템 파라미터에 대한 수치 값을 이용하여 좀더 분석을 위한 적절한 모델을 얻을 수 있다. 기본시간단위를 0.25h로 세팅하고, 흐름비례 파라미터 α_j 가 1(불포화 흐름의 제어체적)이면 모델 파라미터는 $\tau=1$, $a_j=0$, $b_j=1$, $j=1,2,\dots,5$ 이 된다. 현재의 분석에서 분기 파라미터는 $\beta_1=0.3$ 및 $\beta_4=0.8$ 로 선택되었다. 분기 파라미터의 순간 값은 항공교통시뮬레이션 툴로부터 평균치리를 이용함으로써 얻을 수 있다.

III. 요약 및 토의

본 연구는 날로 복잡해지고 있는 항공교통흐름의 모델링, 분석 및 제어의 단순화를 위한 기법개발을 목표로 하여 수행되고 있다. 본 논문에서는 연구의 초기 목표인 항공교통흐름의 모델링 단순화 방법만을 다루고 있다. 항공교통흐름의 모델링 방법은 여러 가지가 있는데, 각 항공기의 경로를 대상으로 하는 Lagrange 방법은

항공기의 수가 증가하면 항공기의 동역학 방정식의 수 또한 상당히 증가하는 결점이 있는데 본 논문에 소개된 오일러 방법은 항공교통흐름의 제어체적에 대한 동역학을 모델링 함으로써 항공교통흐름 모델을 상당히 간소화 할 수 있다는데 장점이 있다. 본 논문에서는 제어체적에 대한 모델링 기법과 예제 공역에 대한 적용 예를 통하여 모델링 방법을 구체적으로 설명하였다. 오일러 방법을 이용하여 유도된 식들은 선형이산시차방정식의 형태를 갖기 때문에 현대 선형제어이론을 적용하기가 용이하다. 향후 연구에서는 유도된 모델에 대한 제어성 분석, 제어기의 설계, 케이스 시뮬레이션을 통한 모델의 장점 및 현장 적합성 등이 관찰될 것이다.

후기

이 논문은 2005년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

참고문헌

- [1] Anderson, F., Bai, Z., Bischof, C., Blackford, S., Demmel, J., Dongarra, J., Du Croz, J., Greenbaum, A., Hammarling, S., McKenney, A., and Sorenson, D., LAPACK User's Guide, Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia, PA, 1999; also URL:<http://www.netlib.org/lapack>[cited 20 May 2003].
- [2] MATLAB User's Manual, The MathWork, Inc., Natick, MA, 1998.
- [3] Ogata, K., Discrete-Time Control Systems, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1987.
- [4] Nonlinear Synthesis Tools, Optimal Synthesis, Los Altos, CA, 2001.
- [5] Slotine, J. J. E., and Li, W., Applied nonlinear Control, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, NJ, 1991.
- [6] Lighthill, M. J., and Whitham, J. B., "On Kinetic Waves I: Flow Movement in Long Rivers; II: A Theory of Traffic Flow on Long Crowded Roads, Proceedings of the Royal Society of London, Part A, Vol. 229, May 1995, pp. 281-345.
- [7] Richards, P. L., "Shockwaves on the Highway", Operations Research, Vol. 4, 1956, pp. 42-51.
- [8] Newell, G. F., "A Simplified Theory of Kinetic Waves in Highway Traffic, Part I: General Theory, "Transportation Research, Vol. 27B, No. 4, 1993, pp. 281-287.
- [9] Daganzo, C. F., "The Cell Transmission Model: A Dynamic Representation of Highway Traffic

Consistent with the Hydrodynamic Theory", Transportation Research, Vol. 28B, No. 4, 1994, pp. 269-287.

[10] Daganzo, C. F., "The Cell Transmission Model, Part II: Network Traffic, " Transportation Research, Vol. 29B, No. 2, 1995, pp. 79-93.

[11] Brogan, W. L., Morden Control Theory, Prentice-Hall, Upper Saddle River, NJ, 1991.

[12] Prandtl, L., and Tietjens, O. G., Fundamentals of Hydro and Aeromechanics, Dover, New York, 1957.

[13] <http://www.emergency-management.net>