

공력탄성학

Aeroelasticity



배재성*

*한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 조교수

1. 서론

비행체의 구조물은 비행 시 공기력과 구조물의 상호작용으로 인한 공력탄성학적 현상에 직면하게 된다. 이러한 공력탄성학적 문제에는 정적 공탄성 문제와 동적 공탄성 문제로 나눌 수 있다(Fig. 1). 정적 공탄성 문제는 구조물의 탄성력과 공기력이 연계(coupled)되어 일어나는 현상으로 정적 불안정 현상인 다이버전스(divergence)와 공력 하중에 의하여 구조물이 변형함에 따라 변화되는 공력 하중을 예측하는 정적 하중 재분포 문제 등이 있다. 동적 공탄성 문제는 구조물의 탄성력, 공기력, 관성력이 연계되어 일어나는 현상으로 대표적으로 동적 불안정 현상인 플러터(flutter)가 있다. 이러한 공탄성 현상들은 항공기의 안정성에 치명적인 위험을 초래하기도 하며, 실제로 이에 의한 항공기 추락이 발생하고 있다. 특히, 플러터(flutter)는 불안정 진동현상으로서 일단 발생하면 수 초 안에 항공기를 완전히 파손시킬 수 있는 위험한 현상이다. 1997년에 항공 선진국인 미국의 스텔스(stealth) 전투기 F-117이 꼬리날개의 플러터로 인해 추락하였으며, 일본에서 개발된 F-2 항공기에서도 문제를 일으키는 등 플러터 현상에 의한 문제들이 보고되고 있다. 이처럼 위험한 플러터 현상은 비약적으로 발전한 현대의 항공기술에도 불구하고 여전히 해결하기 어려운 문제로 남아 있다. 따라서, 항공기 설계/개발 시 공력탄성학적 문제에 대한 많은 고려가 필

요하다.

플러터와 같은 공탄성 현상은 현대의 고성능 항공기의 안정성과 성능에 크게 영향을 미치게 된다. 이러한 플러터에 대한 예측은 실제로 항공기의 비행 실험을 통하여 확인할 수도 있지만, 막대한 비행 실험 비용과 실험 도중에 발생할 수 있는 항공기의 파괴에 대한 위험성으로 인해 미국과 같은 선진국에서는 플러터 실험과 함께 플러터 예측에 대한 많은 연구가 수행되어 왔다. 플러터 예측에 관한 연구는 현대의 비약적인 컴퓨터 및 전산유체역학, 전산구조역학 등의 발전으로 인해 많은 진전이 있었으나, NASTRAN과 ZAERO 등과 같은 프로그램을 제외하고는 해석이 가능한 상용프로그램이 많지 않아 이에 대한 접근이 쉽지 않다. 국내의 공탄성 현상에 대한 연구는 K-1 항공기와 T-50 초음속 훈련기의 개발과정에서 플러터 시험을 수행한 예가 있

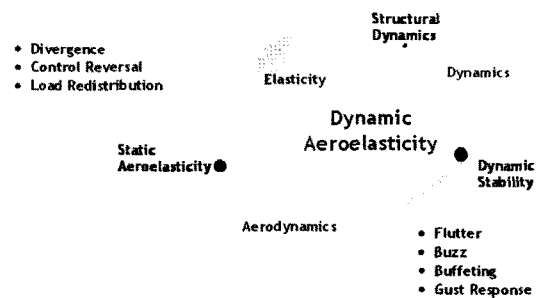


Fig. 1 Aeroelastic Phenomena

고, 공탄성에 대한 해석적 연구는 한국과학기술원의 이인교 수 연구팀의 주도로 이루어지고 있을 따름이며, 국내의 연구인력도 부족하여, 많은 연구가 이루어지지 않고 있다. 최근 들어, 국내에서 진행중인 KHP 사업과 추진 중인 차세대 전투기 개발사업 등으로 인해 공력탄성학에 대한 관심과 연구인력의 수요가 증가할 것으로 예상된다.

공력탄성학적 문제는 Fig. 2와 같이 대표적으로 세가지 분야로 나눌수 있다. 첫째는 항공기 및 미사일과 같은 고정익(fixed wing) 항공기의 공탄성 현상으로써, 전통적인 공력탄성학적 문제이다. 두 번째는 헬리콥터, 터보기계, 풍력발전기의 로터 블레이드(rotor blade)와 같은 회전익(rotary wing)의 공력탄성학적 문제이다. 세 번째는 발사체(launch vehicle)와 같은 우주비행체(spacecraft)에서 발생할 수 있는 패널 플러터(panel flutter)이다. 따라서, 본 기사에서는 다양한 공력탄성학적 문제를 분류하고 이에 대한 간략한 설명을 첨부함으로써 독자들이 이해를 돕고자 한다.

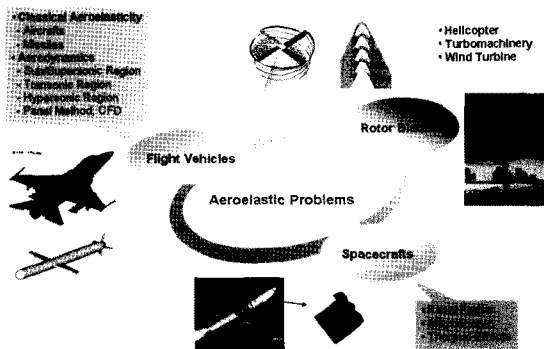
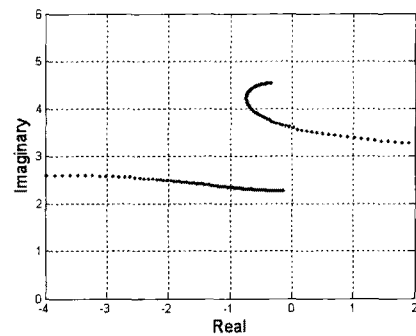


Fig. 2 Applications of Aeroelasticity

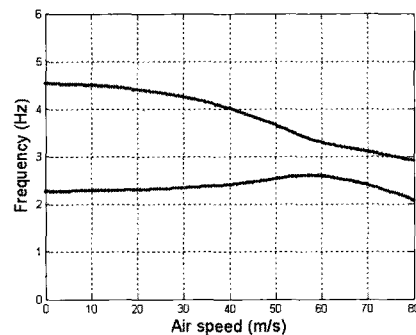
2. 비행체의 공력탄성학

항공기의 날개의 경우 가로세로비(aspect ratio)가 상대적으로 작기 때문에, 리드-래그(lead-lag)와 같은 in-plane 운동은 고려하지 않고, 날개의 수직방향 변위가 중요하게 된다. 이러한 형태의 공력탄성학적 불안정성은 고전적 플러터(classical flutter)가 있다. 고전적 플러터는 날개의 첫 번째 굽힘 모드와 첫 번째 비틀림 모드가 연계되어 일어나는 동적 불안정현상이다. 이는 유동의 속도가 증가함에 따라, 두 모드의 근접(coalescence)이 일어나게 되고, 하나의 모드 형상으로 변형이 발산하게 되는 현상이다.

공력탄성학은 적용범위에 의한 분류와 함께 비행체의 비행 속도에 따라 공력탄성학을 분류할 수 있다. 마하수(mach number)를 기준으로 0.8 이하를 아음속(subsonic), 0.8~1.2



(a) root-loci



(b) V-f(속도-주파수) plot

Fig. 3 Classical flutter of bending-torsion modes

를 천음속(transonic), 1.2~3.0을 초음속(supersonic), 3.0 이상을 극초음속(hypersonic)으로 분류한다. 따라서, 이러한 유동의 속도 범위에 따라 아음속/천음속/초음속/극초음속 공탄성 해석으로 분류할 수 있다.

아음속/초음속 유동의 경우는 선형 공기력 범위로서 변위와 공기력이 선형관계를 이룬다. 따라서, DLM/DPM/VLM과 같은 패널 방법들이 아음속/초음속 공탄성 해석에 널리 사용되고 있다. 아음속 및 초음속 공탄성 해석은 천음속 영역에 비해 상대적으로 간단하며, MSC/NASTRAN과 같은 상용 프로그램에서도 해석이 가능하다.

현대의 고성능의 항공기들은 과거에 비해 성능이 향상되어 초음속 영역의 비행이 많아졌으며, 초음속 영역의 이전 단계인 천음속 영역을 지나야야 한다. 일반적으로 천음속 영역에서는 항공기의 플러터에 대한 안정성이 낮아진다. 이러한 현상을 “천음속 딥(transonic dip)”이라고 하며 낮아진 플러터 경계가 비행 영역과 교차하게 되면 외부 유동 조건에 따라 플러터가 발생할 수 있다. 따라서, 천음속 영역에서는 정확한 플러터 예측이 필요하다.

천음속 영역은 항공기 주날개나 조종면 등에 발생하는 충격파(shock)에 의하여 공기역학적 비선형성이 두드러지는 영역이다. 이러한 공기역학적 비선형성을 모사하기 위해서는 전산유체역학(CFD, computational fluid dynamics) 기법이

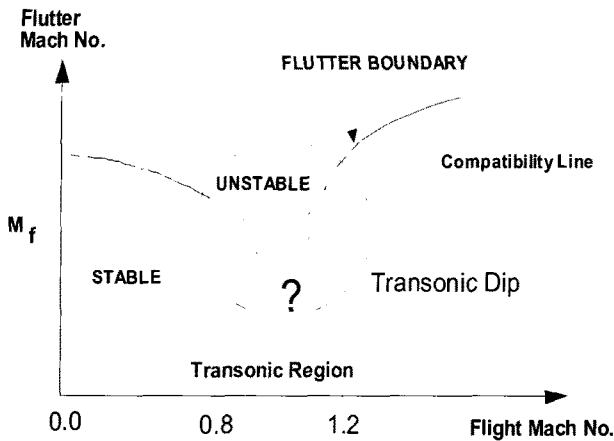


Fig. 4 Transonic dip

필요하게 되고, 공기역학적 비선형성을 고려할 수 있는 유동 방정식은 Full Potential, Euler, N-S(Navier-Stokes) 코드를 이용할 필요가 있다. 그러나, Euler와 N-S 코드를 이용한 해석은 많은 계산시간이 소요되기 때문에 공탄성해석에 많은 제약이 따르게 되어 실용적이지 못하다. 따라서, 최근에는 천음속 미소교란 (TSD, transonic small-disturbance) 코드를 이용한 해석이 많이 이루어지고 있으며, Euler 및 N-S 코드에 비해 계산시간이 작은 장점이 있다.

공탄성 해석 방법은 크게 구조 모델링과 공기력 모델링으로 나뉜다. 유한요소 프로그램을 이용하여 항공기 날개의 구조 모델링을 수행하고, 모달 해석(modal analysis)을 수행한다. 모달해석에서 구해진 모드 형상(mode shape)을 이용하여 비정상 공기력 프로그램으로부터 비정상 공기력을 구하고, 최종적으로 두 결과를 이용하여 플러터 해석을 수행하게 된다. 플러터 판단을 위한 해석 방법은 주파수 영역 해석 방법과 시간영역 해석 방법이 있다. 주파수 영역 방법으로는 V-g, p-k, root-locus 방법 등이 있으며, 계산시간이 많이 요구되지 않고, 상대적으로 플러터 예측이 쉽다는 장점이 있어 많이 사용되고 있다. 이에 비해, 시간영역 해석은 날개의 공탄성 응답(aeroelastic response)를 구하기 때문에, 플러터 예측을 위해서는 많은 계산 시간이 필요하게 되

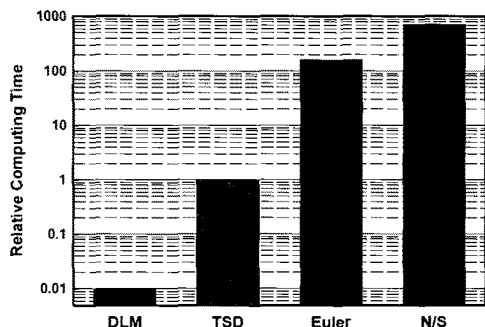


Fig. 5 Relative time for aeroelastic analysis

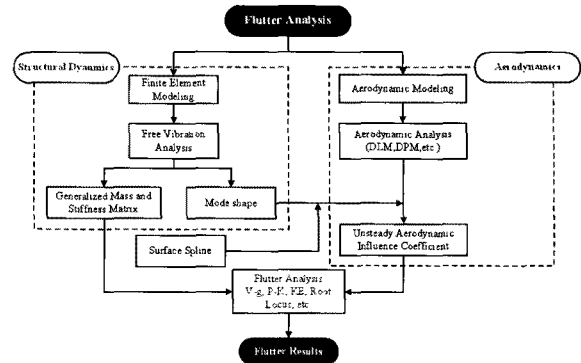


Fig. 6 Flowchart of flutter analysis

고, 찾기도 힘들다. 그러나, 비선형 문제의 경우 적용가능하다는 장점이 있어 구조 및 공기력 비선형 문제에 많이 사용되고 있다.

3. 로터 블레이드의 공력탄성학

헬리콥터 로우터 시스템은 고정익기와는 달리 로우터 자체가 추력과 양력을 동시에 담당하고, 비행자세 제어를 위하여 조중력도 함께 발생시켜야 하기 때문에 역학적으로 정확하게 해석하기가 매우 난해하다. 또한, 로우터의 회전으로 인해 생성되는 비정상 후류와 같은 공기역학적인 힘과 엔진의 가진력과 같은 기계적인 힘들이 복잡하게 연계되어 작용하기 때문에 일반적으로 로우터 시스템은 가혹한 진동 환경에 노출되어 있다. 특히, 비정상 공기력과 유연한 블레이드와 연관된 공력탄성학적 불안정성은 로우터 시스템의 구조적 안정성(stability)과 안전성(safety)에 심각한 영향을 줄 수 있으므로, 이에 대한 정확한 예측은 로우터 시스템의 설계 및 개발에 있어서 매우 중요하다.

로터 블레이드의 운동은 고정익 항공기의 경우와 달리, 유연한 블레이드의 비선형 운동에 의해 플랩-굽힘(flap bending), 리드-래그(lead-lag) 굽힘, 그리고, 비틀림 변형의 탄성 운동을 하게 된다. 또한, 유연보와 허브시스템으로 인한 블레이드 뿌리의 복잡한 하중 경로와 비선형 굽힘-비틀림 연성 효과는 고정익 항공기의 공탄성 특성과 매우 다른 현상을 보인다. 이와 함께 복합재료 사용에 의한 이방성은 기하학적 비선형성과 함께 정확한 블레이드의 거동해석을 어렵게 한다. 따라서, 로우터 시스템의 정확한 공탄성 해석을 위해 블레이드의 운동을 정확하게 기술할 수 있는 구조 동역학 모델을 사용하여야 한다.

회전익의 동적 특성 및 공탄성 해석에서 비정상 공기력은 로우터의 회전속도와 비행속도의 조합에 의한 주기적인 변화와 블레이드의 운동 및 이로부터 발생되는 비정상 후

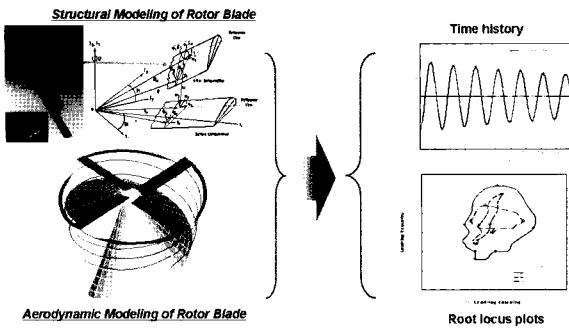


Fig. 7 Aeroelastic analysis of helicopter rotor blades.

류 등이 복잡하게 연계되어 있어 정확한 공기력 모델링이 요구된다. 또한 충격파를 수반하는 천음속 유동(transonic flow), 유동역류(flow reversal), 동적실속(dynamic stall), 그리고 후류형상(wake geometry) 등에 의한 영향이 작음하므로 이에 대한 연구가 이루어지고 있다.

헬리콥터 로터 블레이드의 공탄성 해석은 정지 비행(hovering)과 전진 비행(forward flight)의 경우로 나눌 수 있다. 전진 비행하는 경우는 정지 비행시와 달리 공기력이 시간에 따라 주기적인 성질을 가지면서 변화하므로 해석 방법도 틀려지게 되고, 고려해야 할 문제도 늘어나게 된다. 로터 블레이드의 공탄성 해석을 위한 구조 모델링은 가로세로비(aspect ratio)가 큰 블레이드의 특성으로 인해 3차원 모델을 사용하기 보다는 1차원 비선형 탄성 보 모델이 많이 사용되고 있다. 3차원 모델을 1차원 탄성 보 모델로 표현하기 위해서는 워핑(warping) 및 전단 변형을 고려한 유효 단면 상수를 구할 필요가 있다.

로터 블레이드에 대한 비정상 공기력은 3차원 후류모델을 사용한 비정상 이론과 2차원 비정상 이론으로 크게 나누어서 살펴볼 수 있다. 3차원 후류모델에서 경험 후류(prescribed wake) 방법은 유동 가시화 실험 결과로부터 얻은 경험식에 근거하여 추력계수, 블레이드 개수, 비틀림 각, 고형비(solidity) 등의 함수로 후류형상을 일반화시켜 나타내는 방법이다. 2차원 비정상 공기력 이론은 상대적으로 간단한 방법으로 자유류의 속도가 시간에 따라 변하는 경우에도 성립하도록 Theodorsen의 이론을 확장한 Greenberg의 이론이 로터 공탄성 해석에 자주 적용되고 있다. 최근 들어서는 컴퓨터와 전산유체역학의 발달로 인해 Euler 및 N-S 코드를 이용한 공기력 해석도 시도되고 있으나, 그 과정이 매우 복잡하며 많은 계산시간을 요구한다.

헬리콥터의 로터 블레이드와 함께 풍력발전기(wind turbine) 로터 블레이드의 공력탄성학적 현상도 중요한 이슈 중 하나이다. 풍력발전기 로터 블레이드는 여러 가지 면에서 헬리콥터 로터 블레이드와 매우 유사한 면이 있으

나, 구조적으로는 매우 단순하다. 또한, 헬리콥터의 허브 시스템과 달리 조종력을 위한 시스템이 없어 하중 경로가 단순하다. 대형의 피치 제어(pitch control) 풍력 발전기의 경우는 허브에 블레이드 피치를 제어할 수 있는 시스템이 있으나, 상대적으로 단순한 구조를 가지고 있다. 풍력 발전기 로터 블레이드의 구조 모델링은 상대적으로 매우 간단한 편이며, 공기력 모델도 헬리콥터에 비해 단순하다. 그러나, 상대적으로 낮은 유입 속도에서 회전을 하기 때문에, 난류(turbulence)에 의한 영향이 매우 커서 많은 불확실성이 존재한다. 또한, 로터 블레이드 표면에서의 스톨(stall)에 의한 리드-래그 굽힘 방향의 진동 현상이 매우 중요한 특성을 가진다. 따라서, 풍력 발전기 로터 블레이드의 공력탄성학적 해석에 있어서, 스톨을 포함한 블레이드의 비정상 공기력 모델링이 매우 중요하다.

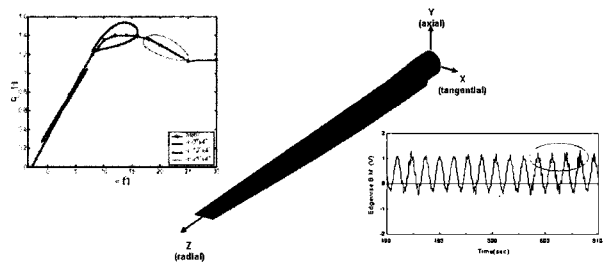


Fig. 8 Stall flutter of WT rotor blade

4. 패널 플러터

항공기 혹은 우주 발사체(launch vehicle)가 대기중을 고속 비행할 때 동체와 날개의 표면 패널(panel)은 동압이 어느 일정값을 넘으면 동적으로 불안정해지면서 큰 진폭의 진동이 발생한다. 동압이 증가할수록 패널의 운동 자체가 패널에 작용하는 압력 변화를 일으키게 되며, 이러한 압력의 변화는 다시 패널 거동에 영향을 미치게 된다. 따라서, 동체 및 날개 표면의 패널은 공기력과 탄성력 및 관성력이 연계되어 임계동압(critical dynamic pressure)에 이르게 되면 자력진동(self-excited oscillation) 현상이 발생한다. 이러한 공력탄성학적 현상을 패널 플러터(panel flutter)라고 한다. 패널 플러터는 항공기 날개에서 일어나는 거시적인(macroscopic) 플러터와 달리 날개 혹은 동체 표면의 패널에서 일어나는 국부적인(microscopic) 플러터 현상이다. 세계 제2차 대전 동안 개발된 V-2 로켓이 패널 플러터에 의한 현상에 의해 많이 파괴되면서 이러한 현상이 알려지게 되었고, 최근에는 우주왕복선(space shuttle)과 우주 발사체의 개발이 이루어지면서 다시 흥미 있는 연

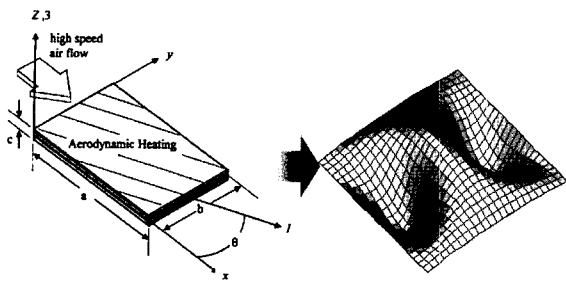


Fig. 9 FEM modeling on a composite laminated plate under aerodynamic and thermal loads

구주제로 부각되어왔다. 특히, 경량화한 고성능 발사체는 비강도, 비강성이 높고 고온에 의한 노화가 적은 고인성의 경량 복합재료로 대체되어 사용되고 있어 복합적층 패널에 대한 다양한 연구가 이루어지고 있다.

우주왕복선과 우주 발사체는 극초음속(hyper-sonic)의 비행과 재진입(re-entry)으로 인해 매우 큰 공기력과 함께 공기 점성에 의한 공력가열을 받게 된다. 공력가열은 구조물의 온도상승을 초래하여 패널에 열하중과 재료의 물성저하를 초래하게 된다. 따라서, 이러한 열하중을 고려한 패널의 공력탄성학적 연구가 수행되어야 하며, 이를 공력열탄성학(Aerothermoelasticity)라고 한다.

고속 비행이 관심을 끌던 1950년대에 극초음속 영역에서의 패널 플러터를 조사하기 위해 몇 개의 실험이 이루어졌으나, 이후 패널 플러터에 대한 실험적 연구는 거의 이루어지지 않고 있다. 최근 들어서는 컴퓨터의 발달로 인해 유한요소법이 발달하여 이를 이용한 연구들이 수행되어 왔으며, 피스톤 이론(piston theory)와 같은 단순한 공력 이론에서부터 Euler/Navier-Stokes 의 CFD 기법을 이용한 연구들이 수행되고 있다.

이와 같이 저자는 독자들의 공력탄성학에 대한 이해를 돕기 위해 공력탄성학의 정의, 현상, 적용분야 등에 대해 정리하였다. 공력탄성학은 유체-구조가 연계된 문제로서 두 분야의 전반적인 지식을 필요로 하므로, 한 분야만을 전공한 연구자로서는 시도가 쉽지 않은 분야이다. 또한, 근래에 들어서는 공력탄성학과 비행 제어(flight control), 진동억제(vibration suppression) 등과 같은 학문의 접합이 시도되고 있다. 따라서, 공력탄성학은 여러분야에 적용이 가능한 다학제 분야로서 발전 가능성이 매우 높으며, 아직도 많은 연구 노력이 이루어질 필요가 있으므로, 그 발전 가능성은 높다고 할 수 있다. 