

전산유체역학기법(CFD)을 이용한 비행체에 대한 고성능 공탄성 해석 및 응용

HIGH PERFORMANCE AEROELASTIC ANALYSES AND APPLICATIONS FOR FLIGHT VEHICLES USING CFD TECHNIQUES

이 인

한국과학기술원 항공우주공학전공

항공기는 공기와 같은 유동장에 의해 가장 절대적인 영향을 받는 구조물 중 하나로, 공기력과 구조물의 상호 연계 작용에 의한 동적 불안정 현상을 수시로 경험하게 된다. 이와 같은 현상들에는 여객기를 타본 사람들은 모두 경험해본 돌풍에 의한 진동이나 날개의 지속적인 흔들림 등이 속하게 된다. 그러나 이와 같은 공력탄성학적 현상들은 여객기를 탔을 때의 경험과는 달리 항공기의 안정성에 치명적인 위험을 초래하기도 하며, 최근까지 항공기의 직접적인 추락 원인을 제공하고 있다. 특히, 플러터(flutter)라고 불리는 불안정 진동 현상은 일단 발생하면 수 초 안에 항공기를 완전히 파손시킬 수 있으며, 조종사가 미처 대처할 시간적 여유가 없다는 점에서 문제의 심각성이 더해지게 된다. 실제로 항공 선진국인 미국에서도 1997년에 스텔스기로 잘 알려진 F-117 폭격기가 플러터가 발생하여 추락한 사례가 있고, 일본에서 개발된 F-2 항공기에서도 발생하는 등 플러터 현상에 의하여 문제가 된 사례들을 어렵지 않게 찾아볼 수 있다. 이처럼 위험한 플러터 현상은 현대의 항공기기술이 비약적으로 발전했음에도 불구하고, 여전히 해결하기 어려운 난제로 남아있다. 특히나 현대의 항공기들은 과거에 비해 성능이 크게 향상되어 초음속 영역을 비행하는 경우가 많아졌는데, 초음속 영역에 진입하기 이전 단계인 천음속 영역(항공기의 속도가 소리속도 근처인 영역)에서 충격파에 의한 공기력의 교란 작용으로 플러터 현상에 대한 안정성이 급격히 떨어지는 '천음속 강하(Transonic Dip)' 현상이 발생하게 된다. 따라서 초음속 항공기 설계에서 가장 중요한 기준은 천음속 영역에서 플러터 현상에 대한 안정성을 확보하는 것이다. 실제로 미국과 같은 항공 선진국에서는 이미 NASA 및 항공기 제작사의 주도하에 1970년대부터 전 비행 영역에 대한 정밀 수치 해석기법 개발에 많은 예산을 들여 연구를 수행하여 왔다. 그리고 일련의 연구 성과를 활용하여 실제 발생 가능한 상황을 예측할 수 있는 해석 프로그램을 개발하고 있다. 하지만 자국 실리주의 원칙으로 비행체(항공기, 미사일, 로켓 등)의 구조 동안 정성 설계의 핵심 기술인 공력탄성학적 안정성 해석 기술과 관련된 프로그램 등은 국외반출이 철저히 금지되어 있기 때문에 해당 기술을 외국에서 도입하는 것은 원천적으로 불가능하다. 천음속 비행 영역에 대한 플러터 안정성을 검토하는 또 다른 방법으로는 풍동 실험을 생각해 볼 수 있다. 그러나 천음속 영역에 대한 동적 풍동 실험 장비나 기술이 국내에 없기 때문에 외국에 전적으로 위탁해야 하며, 이 때 지불하는 금액은 수백억 원에 이르게 되어 막대한 외화를 지불해야 한다. 따라서 앞으로 초음속 항공기를 개발 및 성능 개선하는데 있어서 독자적 기술을 이용하여 공력탄성학적 안정화 설계가 가능한 기술을 보유하는 것이 필수적이며, 관련 연구를 위해 항공기에 대한 공력탄성학적 안정성에 대한 해석 시스템의 개발은 가장 우선되어야 할 부분이다.

현재 국내에서 개발한 고등 훈련기인 T-50의 경우에도 마하 1.5까지 비행하도록 설계되어 있으므로 천음속 영역에서의 플러터 현상에 대한 안정성에 대한 설계는 필수적이었다. 천음속 영역은 충격파 등에 의한 공기역학적 비선형성이 두드러져 항공기의 공력탄성학적 안정성이 크게 낮아진다. 이러한 충격파 등의 공기역학적 비선형성을 고려하기 위하여 본 연구에서는 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 기법을 이용하였고, 오일러(Euler)나 나비에-스톡스(Navier-Stokes) 방정식보다 계산 시간이 매우 효율적이고 항공기에 미치는 공기력을 해석하기 위한 격자 생성이 수월한 새로운 기법을 사용하여 공력탄성학적 안정성 해석을 수행하였다. 본 연구에서 개발된 공력탄성학적 안정성 판별 프로그램은 오일러 기법을 이용한 경우보다 약 100배 이상, 나비에-스톡스 기법을 이용한 결과보다는 약 1000배 정도의 빠른 결과를 보이며 특히, 항공기의 전기체 모델에 대한 해석의 수월

함에 있어서는 비교할 수 없을 만큼 용이하다는 장점이 있다. 이러한 장점으로 한국항공우주산업(주)에서 개발한 고등 훈련기인 T-50 기체에 적용하여 효과적으로 안정된 항공기를 설계할 수 있는데 방향을 제시하였고, 플러터 안정성 판단을 위한 풍동 실험에 소요되는 막대한 예산을 절감할 수 있었다.

전기체 항공기 모델에 대한 공탄성 해석 수행 이외에도 본 연구에서는 여러 단순 날개 형상들에 대한 공탄성 해석 결과를 수행하여 실험 결과와 비교하여 본 연구에서 개발된 공탄성 해석 프로그램을 검증하였으며, 개발된 프로그램으로 외부 장착물을 갖는 날개에 대한 공탄성 해석을 수행하여 외부 장착물이 항공기의 공력탄성학적 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다. 또한, 항공기 개선 사업에 대한 수정된 항공기 외부 형상과 미사일 안전핀 형상 등의 비행체에 대하여 본 연구에서 개발된 공탄성 프로그램을 적용하여 플러터 현상에 대한 안정성 해석을 수행하였다. 본 연구에서 개발된 공탄성 해석 프로그램의 신뢰성을 더욱 높이기 위하여, 오일러와 나비에-스톡스 공기력 모델을 이용한 공력탄성학적 안정성 해석 결과와도 비교하였다.

본 연구 결과를 통하여 개발된 공력탄성학적 안정성 해석 프로그램을 활용하면 향후 고성능 항공기 및 전투기의 개발에 있어 플러터 안정성 판단을 위한 풍동 실험을 수행하지 않고, 막대한 예산 절감 효과에 이바지할 것으로 기대되며, 수년간의 플러터 안정성 판단을 위한 풍동 실험 시간을 단축시킬 수 있을 것으로 기대된다.