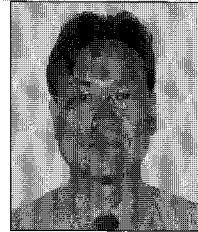


회전익기의 공력 및 가진력 해석을 위한 RCAS®의 응용

Application of RCAS® for Analysis of Rotorcraft Airloads and Vibratory Loads



이 두 용*

*Senior Aerospace Engineer, Advanced Rotorcraft Technology, Inc.

1. 머리말

회전익기는 지난 1940년대에 본격적으로 상용화된 후 점차 그 사용량과 유용성이 증대되어 왔다. 또한 앞으로도 그 효용성이 계속 증가할 전망이다. 고정익기와는 달리, 회전익기의 가장 큰 특징은 비행에 필요한 양력, 추력 및 제어를 회전하는 로터에 의존하는 것이다. 일반적으로는 기체의 수직축에 대해 회전하면서 필요한 공기역학적 힘을 발생시킨다. 그러므로 회전익기의 가장 큰 장점이라 할 수 있는 수직이착륙 및 공중정지비행을 할 수 있다. 또한 로터의 추진 벡터의 축을 앞으로 또는 다른 방향으로 기울임으로써 추력 및 자세 등을 바꿀 수 있는 힘과 모멘트를 발생시켜 원하는 기동을 할 수 있다. 하지만 회전하는 로터로 인해서 발생하는 불안정성 및 진동 등과 같은 문제점을 갖고 있는 것 또한 현실이다. 이러한 문제점들을 해석하고 그에 대한 처방을 내리기 위해서는 비행시험 등을 거쳐 정확하고 신뢰할 수 있는 데이터가 필요하다. 그러나 이러한 시험방법은 비용 및 시간 등이 너무 많이 소요되는 단점이 있다. 따라서 최근의 컴퓨터 기술의 발전에 힘입어 복잡하지만 보다 실제에 근사한 회전익기의 수학적 인 모델 및 시뮬레이션을 통하여 그 해답을 유추하고 있다.

정확한 회전익기의 시뮬레이션 모델을 위해서는 공기역학, 구조역학 및 모든 세세한 부분(엔진, 액추에이터, 제어 장치 등)에 대한 정보가 필요하다. 뿐만아니라 회전익기의 각 부분의 상호작용으로 인하여 발생하는 커플링 효과(coupling effect)에 대한 정확한 해석이 요구된다. 따라서 많은 부분에 있어서

선형화(linearization) 또는 단순화(simplification) 등을 통하여 필요한 부분에 대한 지엽적인 해석을 하고 있는 실정이다. 실제로 현재까지 사용하고 있는 많은 시뮬레이션 모델들은 크게 세 가지의 레벨로 구분되어진다. 예를 들면, 레벨1 모델의 경우, 선형 공기역학 모델, 강체 블레이드 모델 등을 사용하며, 그 용도는 초기단계의 설계 시 성능 및 운용 평가 예상 등을 위해서 사용한다. 반면, 레벨3 모델의 경우는, 비선형 3차원 후류 해석(Nonlinear 3-D full wake analysis), 비정상 하중(unsteady loads), 탄성 블레이드 해석(elastic blade analysis) 등의 복잡한 수식을 사용하며, 그 용도로는 로터 블레이드 설계, 진동 해석 등 상세 설계 및 해석에 사용된다. 이러한 각 사용자의 목적에 따라 시콜스키와 NASA에서 개발한 GENHEL이나 메릴랜드대학교의 UMARC처럼 현재까지 많은 종류의 상용 및 연구 목적의 회전익기 시뮬레이션 모델이 개발되고 있다.

지난 10여년의 기간 동안 Advanced Rotorcraft Technology에서는 미 육군 항공연구단과 NASA등의 지원과 협조를 받아 Rotorcraft Comprehensive Analysis System(RCAS®)라는 소프트웨어를 개발하였다. RCAS®는 위에서 언급한 세 가지 레벨의 모델을 모두 구현할 수 있도록 설계되었으며, 현재까지 RCAS®는 회전익기에 대한 연구, 설계, 업그레이드 등을 위해서 민간기업, 교육기관 및 정부기관에서 사용하고 있다. 하지만 RCAS®는 미국 내에서만 사용되어질 수 있으며, 그 사용자 또한 미국정부로부터 허가를 받아야만 한다. 본 글에서는 이러한 현실로 인해서 RCAS®에 대한 기본적인 개념만을 다룰 것이다.

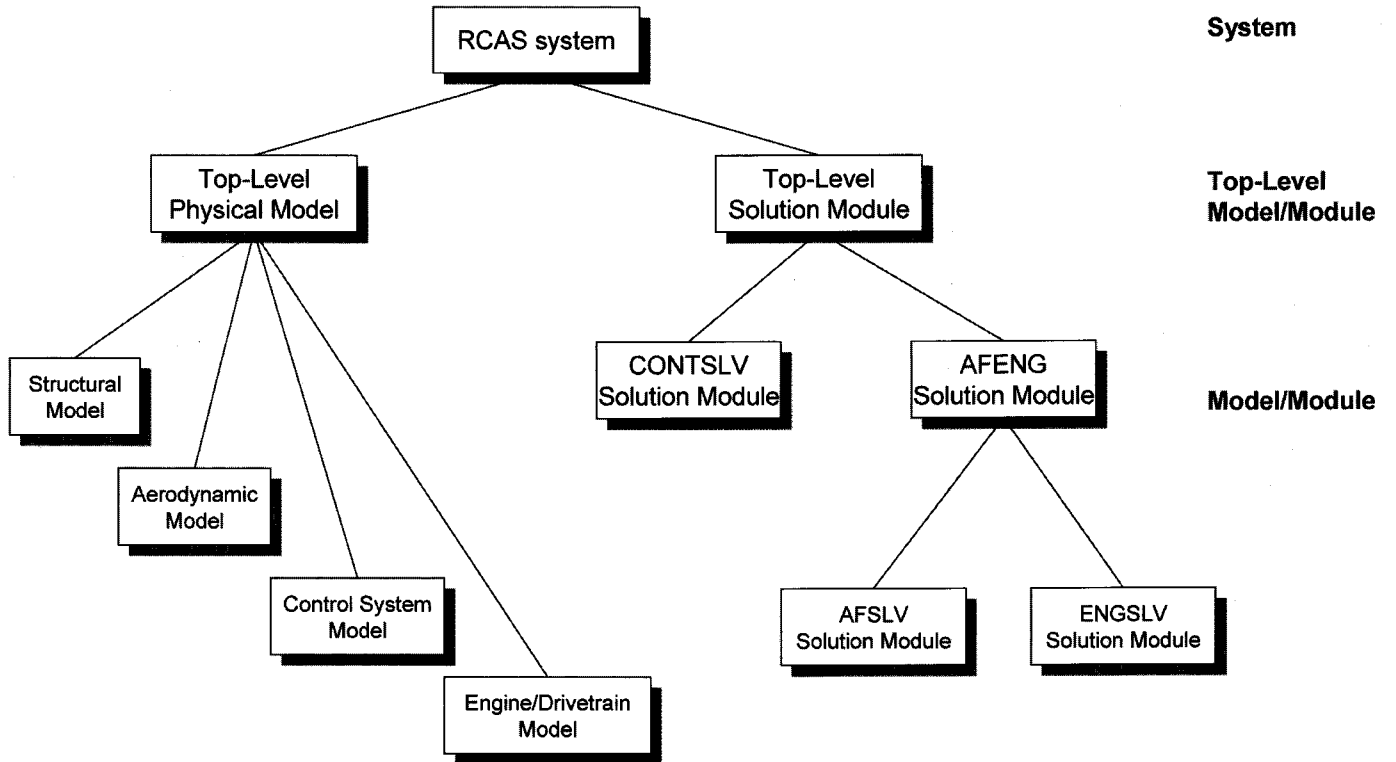


그림 1 RCAS 시스템

2. RCAS[®] 소개

RCAS[®]는 회전익기의 전반적인 모든 부분을 해석할 수 있도록 개발되었다. 예를 들면, 선형 및 비선형 공기역학, 성능해석, 안정성 및 조종성, 공탄성 해석, 그리고 진동해석 등이 포함되어 있다. RCAS[®]의 시스템은 크게 두 개의 부분으로 나눌 수 있는데, 하나는 Executive Complex(EC)이고, 다른 하나는 Technology Complex(TC)이다. EC의 역할은 TC의 실행 및 해석을 위해서 필요한 효과적인 계산 환경을 제공하고, 또한 보조 시스템 및 유틸리티 등을 개발할 수 있도록 필요한 도구를 지원한다. TC는 회전익기의 모든 모델에 대한 이론적인 수식이나 기타 실험적인 데이터 등을 통해서 과학적이고 공학적인 해석을 할 수 있는 라이브러리 및 솔루션 등을 제공한다. 그림 1은 RCAS[®]의 기본 구성을 나타낸다.

2.1 회전익기 전체 시스템 모델링

RCAS는 임의의 회전익기에 대하여 전반적인 기동에 대한 해석 모델 및 시뮬레이션 환경을 제공한다. 유한요소법을 적용한 구조해석, 공력해석을 위한 다단계 공기역학, 복잡한 제어시스템 및 엔진 등의 사실적인 시스템의 구현 등을 통하여 실제 회전익기에 가까운 모델을 제공한다. 또한 사용자정의의 시스템에 대한 모델링뿐만 아니라, articulated rotor, hingeless rotor,

bearingless rotor, gimballed rotor 등과 같은 일반적인 모델에 대한 기본적인 라이브러리를 포함하고 있다. 특히 로터모델에 대해서는 강체 블레이드나 유한요소 또는 NASTRAN 데이터를 이용한 탄성 블레이드 등을 이용할 수 있다. 일반적인 회전익기 모델로는 비선형 제어시스템 및 엔진/거버너/구동트레인 등을 모두 포함하는 싱글 및 탄탱로터(tandem rotor)방식을 모두 지원하며, 초기 및 상세 설계시의 비행동역학 해석을 위해 필요한 모든 임무에 대해 살펴볼 수 있도록 기본 임무 라이브러리를 지원한다.

2.2 구조시스템 모델링

RCAS[®]에서는 유한요소법을 이용하여 회전익기의 모든 구조시스템을 해석한다. 즉, 각각의 기본요소(Primitive elements)가 모여서 기본 구조물(Primitive structure)을 구성하고, 이 기본 구조물을 합쳐서 서브시스템을 이루고, 각 서브시스템들을 커플링 함으로써 전체 모델에 대한 해석을 수행한다. 일반적인 요소는 기하학적으로 정확하게 서로 연결되어 있지만, 비선형 보 요소(beam elements)의 경우에는 프레임을 이용한 임의의 탄성 대변형(large elastic deformation)등을 구현할 수 있도록 되어있다. RCAS에 포함되는 요소로는 스프링, 댐퍼, 강체 질량, 강체 바, 슬라이드, 강체 블레이드, 기계적인 하중, 탄성 조인트, 탄성 동체, Direct Matrix Input 등이 있다. 여기

서 Direct Matrix Input이라 함은 NASTRAN과 같은 별도의 소프트웨어로부터 얻은 정보를 직접적으로 이용할 수 있는 옵션이다. 그림 2는 수직이착륙에 있어 여러 가지 장점을 가지고 있는 덕티드 팬을 RCAS®의 유한요소 툴을 이용하여 모델링한 예이다. RCAS®를 이용하여 효율적인 블레이드 팬을 개발할 수 있고, 덕트의 공기역학적 모델, 덕트와 팬의 커플링 모델을 개발해서 회전익기 전체의 모델링 및 해석을 하는데 사용할 수 있다.

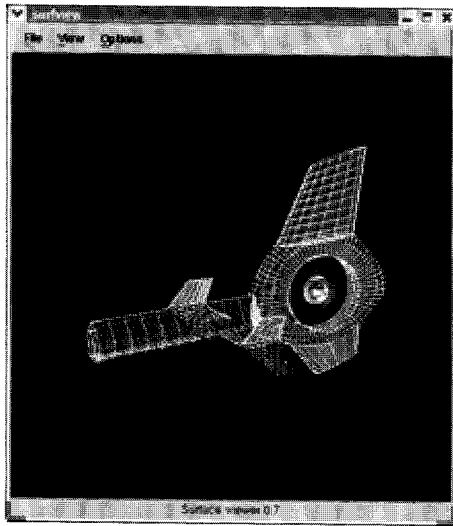


그림 2 유한요소법을 적용한 덕티드 팬(Ducted fan) 모델링

2.3 공기역학 모델링

로터 블레이드, 날개 등의 공기역학적인 구성요소에 대한 공력 모델링은 임의의 공력부분(aerodynamic segment)으로 구성되어진다. 여러 개의 공기역학적인 구성요소들을 이용하여 하나의 서브시스템 또는 super components을 구성할 수 있다. 이러한 예로는 회전익기의 메인 로터를 들 수 있는데, 각각의 블레이드는 여러 개의 공력부분(aerodynamic segments)으로 구성되어지고, 이러한 블레이드가 모여서 메인 로터를 표현할 수 있다.

공력(Airloads) 모델은 크게 세 가지로 나눌 수 있으며 각각은, 블레이드와 날개에 대한 이차원 공력 모델, 동체해석을 위한 삼차원 공력 모델, 마지막으로 로터해석에 사용되는 디스크 모델이다. 이와 비슷한 방법으로 로터, 날개 및 동체에 대한 유도속도(induced velocity)를 모델링할 수 있다. 이차원 공력모델은 linear steady and unsteady, quasi-steady airfoil table-lookup, 그리고 dynamic stall 과 vortex shedding 을 포함한 indicial unsteady airload model 등으로 나눌 수 있다. 삼차원 공력 모델로는 linear steady 모델과 quasi-steady 3D table-lookup이 있다.

로터의 디스크 모델링으로는 꼬리 로터(tail rotor)를 위한 Bailey 로터 모델, main 로터 또는 tail rotor 를 위한 quasi-steady 로터 모델이 있다. Induced velocity 모델로는 로터와 날개 등을 위한 uniform inflow 모델, 로터를 위한 finite state dynamic inflow(Peters-He) 모델, free vortex wake 모델 등이 있다. 또한 CFD/CSD 등의 결과 값을 적용하여 보다 정확한 시뮬레이션이 가능하다. 그림 3은 실제 CFD/CSD 데이터를 이용한 로터의 후류를 예측한 결과이다.

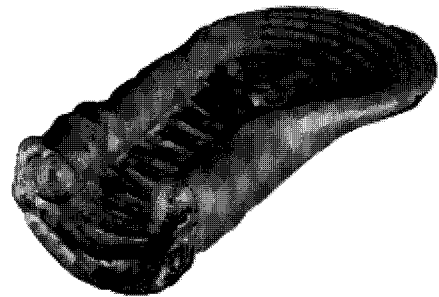
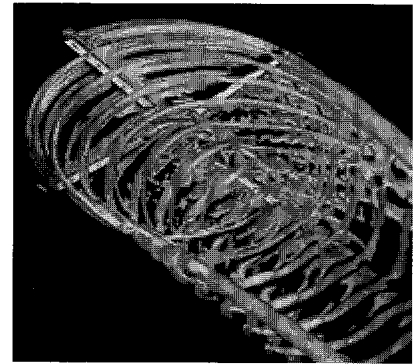


그림 3 CFD/CSD 결과를 이용한 로터의 후류 예측

2.4 제어 및 엔진/구동 시스템

RCAS®에서는 복잡한 비선형 제어시스템을 구현하기 위해 별도의 최신 제어시스템 해석환경을 제공하고 있다. 이러한 제어시스템 해석환경은 모든 레벨에 대한 임의의 제어시스템과 구조시스템의 커플링을 가능하게 하며, 그에 따른 전체 시스템의 해석을 용이하게 한다. 이러한 제어시스템은 라이브러리로 제공되며, GUI를 통해서 사용자가 손쉽게 복잡한 시스템을 설계할 수 있도록 해준다.

엔진/구동 시스템의 torsional dynamics는 1차원 기본요소를 이용하여 구현하며, 엔진/구동 시스템의 상호작용은 메인 로터 허브에서 각각의 로터 블레이드와 동체 등의 커플링을 통하여 해석하도록 되어있다. 이러한 엔진/구동 시스템의 기본적인 모델 또한 라이브러리로 제공된다. 연료제어 등을 포함한 기본 엔진 모델, 구동축 동역학 모델 및 엔진 거버너 등이 이러한 라이브러리에 포함된다. 또한 위에서 언급한 제어시스템 해

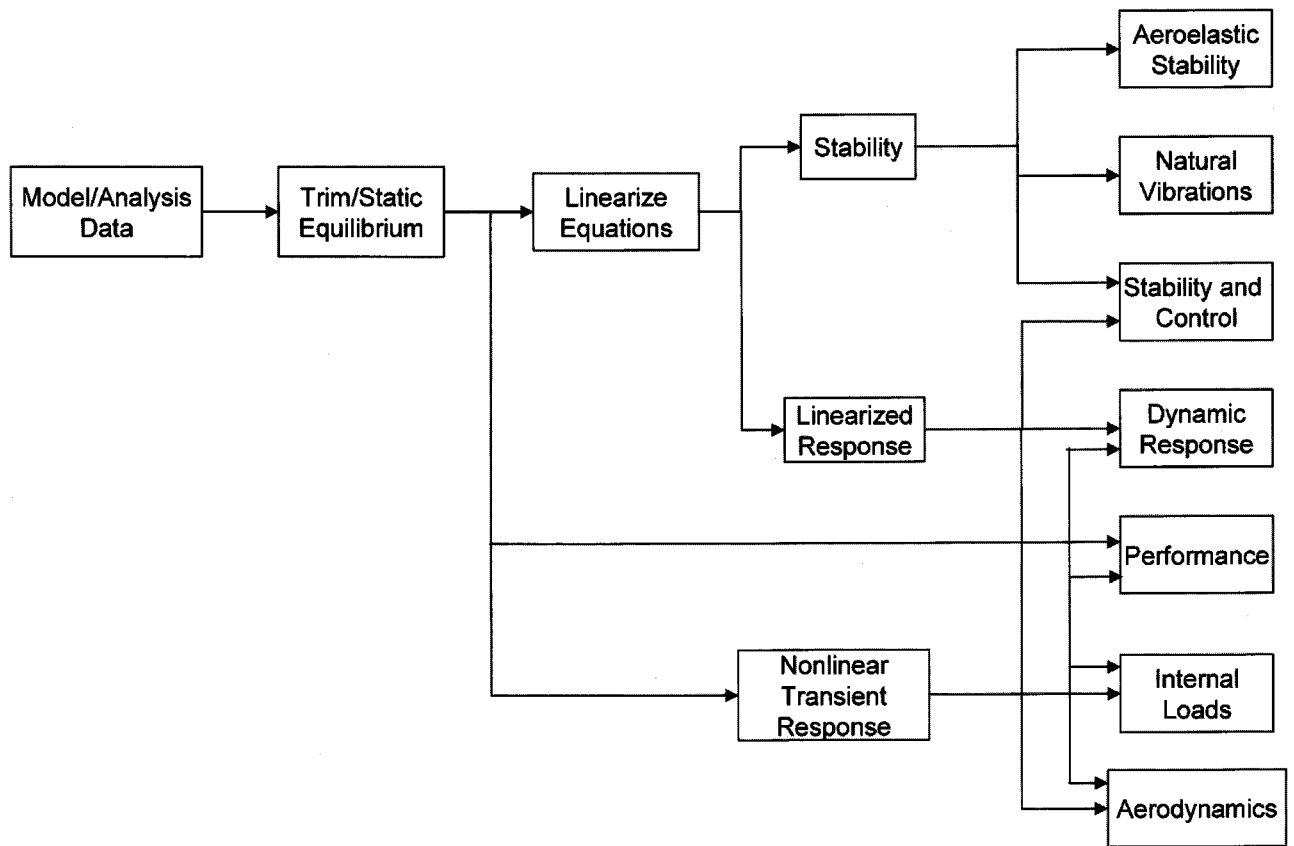


그림 4 RCAS 솔루션 스트럭처

석환경을 이용하여 복잡하고 비선형적인 연료 제어 장치(예, ECU, HMU) 등의 엔진/구동 시스템과의 커플링효과 등을 표현할 수 있다. 뿐만 아니라 기어박스, 클러치, elastic torsional shaft with bearing friction 등도 라이브러리에 포함되어 있으므로 임의의 엔진/구동 시스템에 대해 보다 정확한 해석 및 설계가 가능하다.

2.5 시스템 솔루션

RCAS[®]에서는 트림(Trim), 기동(Maneuver), 안정성(stability)의 세 가지 솔루션을 제공한다. 앞의 두가지의 경우에는 비선형 시스템 방정식과 관계되고, 안정성의 경우에는 비선형 방정식의 선형화를 이용하여 그 답을 구한다. 그림 4는 이러한 솔루션 시스템을 나타내고 있다.

비선형 시스템의 트림 솔루션은 일반적으로 시간에 대하여 같거나 주기적인 답을 말한다. 이러한 경우를 static equilibrium, periodic solution이라고 하는데, 만약 트림 솔루션을 구하기 위해서 구속조건 등을 필요로 한다면, 트림 해석 자체가 트림 변수에 대한 inverse 솔루션을 제공하게 된다. 이러한 솔루션을 구하기위해서 RCAS에서는 Newton-Raphson방법 또는 오토파일럿 방법을 사용한다. Newton-Raphson방법에서는 트림

sensitivity matrix를 이용하여 각각의 적분간격마다 트림 변수를 업데이트함으로써 주어진 조건을 만족하는 해를 구한다. 오토파일럿 방법을 사용할 경우에는 트림 변수는 피드백 제어 방법과 비슷하게 각 트림 시간 간격마다 주어진 조건을 만족하도록 업데이트된다.

이러한 트림 해석을 실행한 후에는 기동 또는 안정성 해석을 수행한다. 기동 해석은 비선형 방정식의 과도응답 반응을 보는 것으로, 일반적으로 조종사가 조종간을 조작할 때 나타나는 전체 시스템의 응답을 해석할 수 있다. 따라서 기동 해석의 경우에는 단순히 비선형 시스템 방정식의 적분 프로세스만을 포함한다. 안정성 해석은 용어 그대로 고유치 해석, 주파수 해석, 선형 시스템 해석등을 가리키며, 비선형 시스템의 선형화를 이용한 선형 모델을 이용한다.

3. 비행 진동 해석 예

고정익기와는 다르게, 회전익기의 로터로부터 발생하는 진동은 동체 내구성에 상당한 영향을 끼친다. 이러한 로터 허브에 발생하는 진동 하중(vibratory loads)을 예측하는 것은 매우 어려운 과제다. 따라서 이러한 문제를 해결하기 위하여 많은 연구가 이루어지고 있으며, 그중에서 보잉(Boeing)항공사에서 개

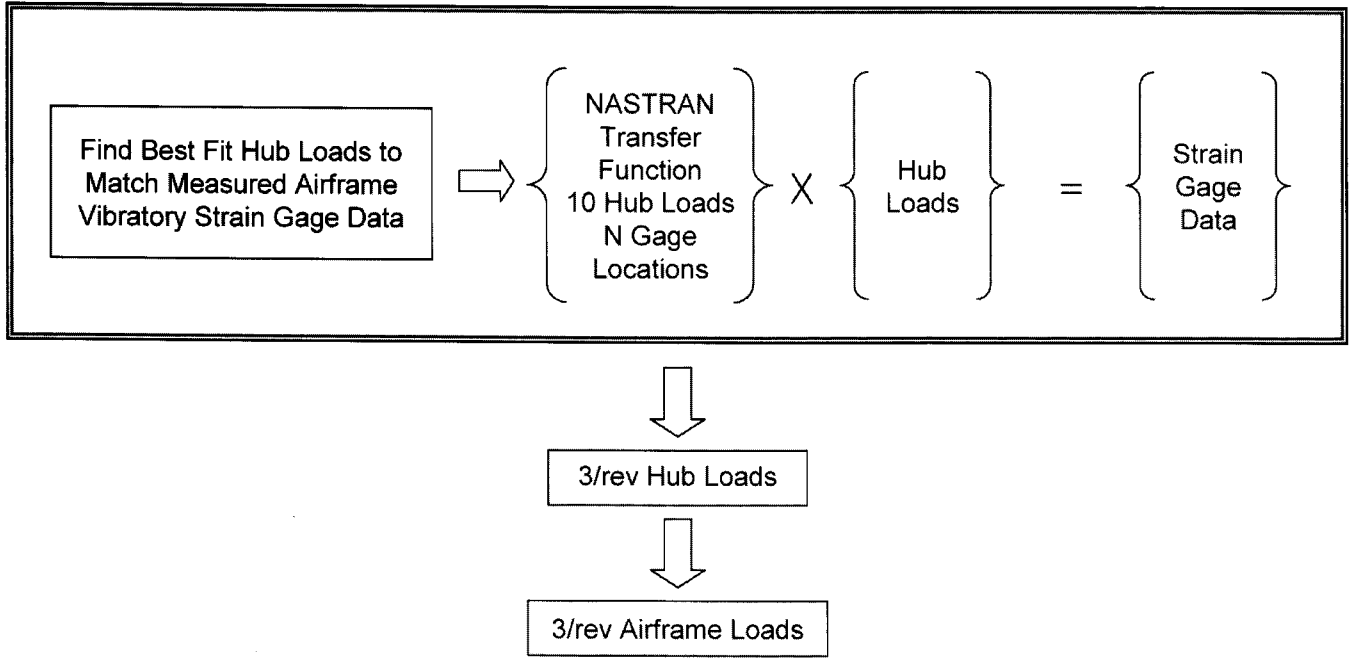


그림 5 하이브리드 방법을 이용한 동체 진동 해석 프로세스

발한 방법에 대해 간단하게 소개한다(Douglass Rhoads, 2007).

보잉에서 개발한 방법은 기존의 방법과는 다르게 탄성 로터와 동체 모델을 이용하여 보다 정확한 진동 해석을 가능하게 하였다. 이러한 방법을 이용하여 치누크(Chinook, CH-47D) 동체에 대한 해석을 수행하였다. 새로운 해석 방법(하이브리드 방법)은 기존의 이론해석 방법과 실험치를 이용하여 보다 근사한 해석을 가능하게 한다. 치누크의 로터와 동체 모델은 RCAS[®]의 유한 요소 라이브러리를 이용하여 모델링하였다. 각각의 로터 허브의 자유도(degree of freedom)에 대해 실험치와 유사한 unit forcing function을 갖도록 유한요소 transfer function을 설계한 후, 이러한 transfer function과 관심있는 스트레스 컴포넌트(3/rev) 측정값을 이용하여 예측 및 측정치 사이의 오차가 최소가 되는 근사값을 갖도록 오브젝티브 함수를 구성한다. 물론, 이러한 방법의 정확도는 실제 측정을 위해 사용되는 센서(strain gage)의 수와 위치에 영향을 받는다(그림 5).

이전에 개발된 치누크의 RCAS[®] 모델은 보다 정확한 예측을 위해서 boundary motion을 전체 동체 모델 및 부분 동체 모델의 직접적인 보정을 이용하여 추출하였다. 이러한 과정에서 가장 어려운 부분은 전체 동체 모델과 부분 모델간의 맵핑 프로세스이다. 그러나 맵핑 프로세스로 인한 문제는 PATRAN의 interpolation과 extrapolation 기법을 이용하여 해결할 수 있다.

실험 및 시뮬레이션은 세군테의 위치에 장착한 스트레인 게이지의 측정치에 대해 3/rev 컴포넌트만을 비교하였다. 그림 6은 기존의 해석 방법과 새로운 방법의 결과치를 실제 측정치와 비교하였다(주. 미 정부의 제약으로 인해서 실제 수치는 생략

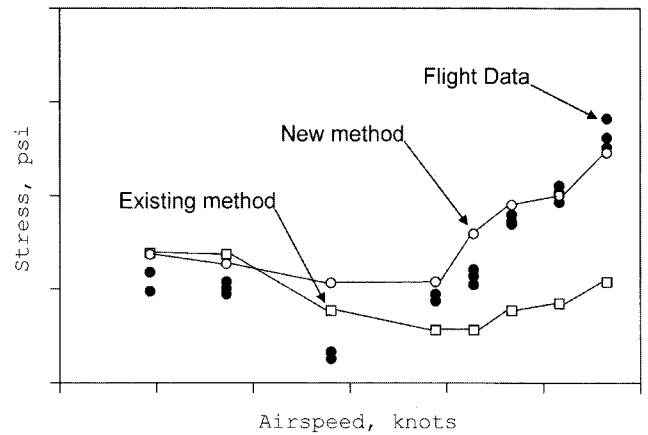


그림 6 비행시험 데이터와 시뮬레이션 결과 비교


했음). 그림에서 보듯이 하이브리드 방법이 보다 근사하게 스트레스를 예측할 수 있음을 알 수 있다.

4. 맺음말

본 글을 통해 회전익기의 전반적인 해석 및 설계 등을 보다 정확하게 수행할 수 있는 RCAS[®]에 대해 소개하였다. RCAS[®]의 가장 큰 특징은 사용자의 요구에 따라 필요한 부분적인 모델링을 제공하는 라이브러리나 사용자 고유의 모델링을 통하여 회전익기 전체 모델링을 할 수 있고, 또한 기본적인 솔루션 방법을 이용하여 필요한 트림, 기동 및 안정성 등을 해석할 수 있다는 것이다. 현재까지 다양한 회전익기(예, UH-60, V-22, CH-47, CH-53, AH-64 등) 모델에 대하여 공기역학 모델 해

석, 제어 시스템 해석, 공탄성 해석 등에 대한 연구가 미국정부 기관, 일반 기업 및 학교에서 이루어지고 있으며, 또한 계속적인 업그레이드가 이루어지고 있는 실정이다. 특히, 동체 및 블레이드 구조/진동/내구성 등의 해석에 있어서 기존의 방법뿐만 아니라, 실제 측정치 및 NASTRAN 등의 결과 값들을 이용함으로써 보다 정확한 결과를 도출할 수 있음을 보였다. 현재 국내에서는 KHP 사업이 진행되고 있으므로 RCAS[®]와 같은 시뮬레이션 도구를 국내 기술로 자체 개발하여 앞으로의 항공기 개발에 도움이 되도록 하는 것이 바람직하리라 본다.

참고 문헌

1. Anon, "Rotorcraft Comprehensive Analysis System Theory Manual", May 2003.
2. Douglass Rhoads, "Rotorcraft Airframe Load Spectrum Development", 9th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference, August 2007. 

[담당 : 김홍수, 편집위원]