[해설]

비행성(Flying Qualities) 의 발전과정

김호식 번역*

Flying Qualities from Early Airplanes to the Space Shuttle

H. S. Kim. trans

목 차

Ⅰ. 서론

Ⅱ. 본론
비행성의 영역
초기의 비행성 발전 과정
비행성 요구조건에 관한 연구
지령식조종계(Command Control System)
돌풍반응과 비행성의 관계
비행성의 예측
비행성 요구조건의 양식(Format)

Ⅲ. 결론

* 인하대학교 항공공학과 대학원 (공군조종사, 소령) (1990)
미국 GIT 박사과정 (1996. 11.)

요약

이 기술해설은 1989년 7 - 8월호 Journal of Guidance and Control (Vol. 12 , No. 4) 에 실린 William H. Phillips의 "Flying Qualities from Early Airplanes to the Space Shuttle"의 논문을 발췌, 번역한 것이다.

여기서는 비행성 연구에 관한 역사적인 발전과정과 비행성 요구조건의 변천에 대하여 그 내용을 비행성의 영역, 초기의 발전과정, 요구조건에 관한 연구, 지령식 조종계통, 돌풍반응과의 관계, 그리고 비행성의 예측과 양식(format)등으로 구분하여 간단히 소개한다.

1. 비행성의 영역

비행성이란 "정상비행과 기동비행에서 비행안전과 조종사의 비행용이성에 관련된 항공기의 안정성(stability)과 조종특성(control characteristics)" 으로 정의한다.

비행의 안전측면에서 매우 중요한 것이다. 비행성에 관한 대부분의 기본적인 정보는 비행기 사고나 조종성의 손실 사고(incident of loss of control)의 결과로써 체득한 지식에서 얻어진다. 최근에 들어와 운항(작전) 임무가 추가, 확대되면서 이를 수행할 수 있는 항공기의 능력이 추가로 포함됨으로써 비행성의 정의가 확대되는 경향이 있다. 따라서 비행성의 연구영역도 항공기 성능의 지속적인 발전과 특수한 항공기에 관한 운용요구조건에 관련해서 변천하고 있다.

비행성에 관한 연구는 동안정성과 조종, 피드백 제어이론(feed back control theory), 인간반응해석, 공탄성과 같은 분야와 밀접히 관련되어 왔으며 이들 각 분야에서 수학적인 해석에 많은 발전이 이루어져 상호관련성에서도 많은 공헌을 하게 되었다.

2. 초기의 비행성 발전과정

비행성의 과제는 인간인 조종사, 그리고 조종사와 비행기와의 상호 관계를 포함하고 있기 때문에 비행성의 역사는 1903년 라이트 형제의 최초 비행과 함께 시작된다. 그러나 이보다도 먼저 초기에 여러 항공개척자들이 비행성연구에 기여할 수 있는 지식을 발전시켰다.

그림 1 에서는 라이트 형제의 비행이전에 안정된 동력형 모형비행기를 개발하는 과정에서 안정성 이론에 관한 연구업적을 나타내고 있다. 1873년에 Alphonse Pènaud[1]는 고무동력의 모형비행기를 발명하여 성공적인 비행이 가능할 만큼 안정한 형태로 개발하였으며, 1877년 E. J. Routh[2]는 동적 계통의 안정성에 관한 유명한 기준을 발표하여 비행기의 안정성 연구를 가능하게 하였다. 1893년에 F. W. Lanchester[3]는 Pènaud의 모형보다 상당히 큰 날개하중을 갖는 고무동력의 모형비행기를 만들어 비행기의 장주기 세로운동이론을 완성시켰다. 1897년에서 1903년 사이에 S. P. Langley[4]는 인력 비행기의 축소 모형으로 증기 동력 및 가솔린 동력의 모형 비행기를 제작하여 성공적으로 비행시켰다.

이 기간에 동안정성은 모형 비행기를 성공적으로 비행시키는데 중요한 기준 이였으며 유인 비행이 시작되면서 동안정성에 대하여 일부에서 학술적인 연구 과제가 등장하였으며 비행성이 유인 비행을 발전시키는데 중요한 임무를 갖는다는 것을 인식하게 되었다.

그림 2 에서는 1903년 라이트 형제의 최초 비행에서부터 제 2 차 세계대전 이전인 1935년까지의 기간에 비행성의 발전을 나타낸다. 라이트 형제는 Kitty Hawk[5]에서 첫 번 비행을 하던 중에 균형을 잃은 세로 조종면 때문에 어려움을 당했다. 균형을 잃은 앞날개 면에 오늘날 조종사에 의한 유도 진동(pilot induced oscillation)이라고 불리는 현상이 발생하였으며 이로 인해 비행기는 상하 요동을 하였으며 이 진동주기가 끝날 때 지상에 충돌하여 비행을 끝나게 하였다. 이들은 기본적으로 이 부분이 세로 및 가로 안정성이 나쁘고 조종 계통이 부자연스럽게 배치되었다는 사실을 몇 년후에야 비로소 알게 되었고 따라서 이 문제를 수정하게 되었다. 이들은 비행기가 비행하는데 요구되는 발전된 기술을 개발하게 되었다.

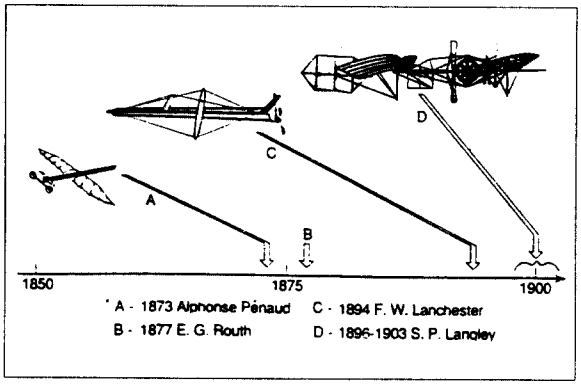

그림 1. 비행성에 관한 초기 연구

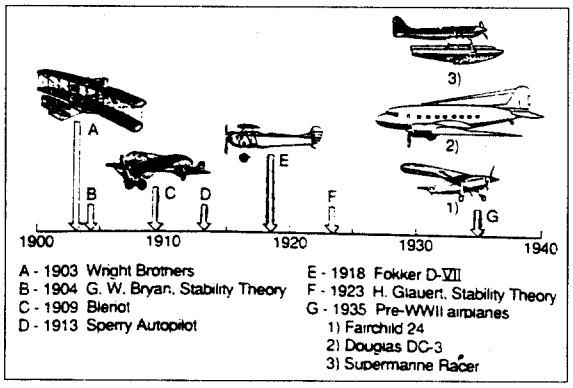

그림 2. 라이트 형제부터 1935년까지 비행성의 발전

1903년까지 Louis Bleriot는 차세대 비행기를 대표할 수 있는 형태, 즉 프로펠러가 직접 모터에 부착되었고 조종간(stick)과 러더 페달(rudder pedal)로 구성되어 조종하는 견인식 비행기를 개발하였으며 이 형태가 그 후 세계적으로 적용되기 시작하였다.

1 차 세계대전 중에 비행기의 급속한 발전과 더불어 많은 설계자들이 시행착오를 거쳐 매우 양호한 비행성을 갖는 형태들을 개발하게 되었다. 예를 들면 Anthony Fokker[7]에 의해서 개발된 Fokker D-VII 는 곡예비행을 할 수 있는 우수한 능력을 가졌을 뿐만 아니라 실속상태에서도 조종이 가능하고 스핀에서도 회복할 수 있는 것이었다. 이 설계에 기초를 둔 비행기들이 수년 동안 미국에서 농약 살포용으로 사용되었고 오늘날의 곡예비행 복엽기도 아직도 대단히 유사한 형태를 갖고 있다.

1904년에 Bryan에 의해서 비행기의 고전적인 동안정성 이론이 완성되었으며 1911년에 "비행에서의 안정성"(stability in aviation)이란 제목의 교과서를 발간하게 되었다.[8] 이 이론에서 비행기의 완전한 6자유도인 방정식이 시작되었고 세로 및 가로 군으로 분류하고 안정성 미계수(stability derivatives)의 개념을 소개하였다. 이 이론의 개선점을 1921년에 Cowley와 Glauert[9]가 발표하였는데 다만 세로방정식에 다운워시(downwash)의 지면효과를 고려한 것뿐이었다. 그 후 Glauert[10]는 이 방정식을 무차원 형태로 표현하였다.

기술 발전 면에서 큰 공헌을 하게된 중요한 사실의 하나는 자이로식 안정장치(gyroscopic stabilizer)와 비행자동조종장치의 발명이다. 자이로식 안정장치는 1913년에 Elmer Sperry[11]가 Curtiss 비행기에 장착을 하여 비행시험을 하였다. 이 장치가 너무 시대에 앞서서 개발되었기 때문에 활용되지 못하다가 1930년대에 와서 수송기의 자동조종장치의 개발과 함께 다시 사용하게 되었다. Wiley Post는 Sperry의 자동조종장치를 사용하여 1933년에 단독 세계일주 비행에 성공하였다.

그림 2 에서와 같이 1935년경에는 왕복동 엔진의 비행기가 고도로 발전하게 되어 경비행기는 오늘날과 매우 유사한 것이었고 DC-3와 같은 효율적인 수송기가 개발되었다. 또한 Schneider Cup Racers와 같은 경주용 비행기는 2차대전의 전투기로의 선구자가 되었다. 이같은 모든 비행기들이 어떤 형식이건 간에 조종성요구조건(handling-quality requirement)이 없는 상태에서 비행하였다.

라이트 형제부터 1935년까지 그림 2 의 전체기간은 안정성이론과 비행성사이의 관계에 대한 이해가 없었던 시기라고 특징지을 수 있다. 안정성이론은 고도로 발전하였지만 수학적인 복잡성과 계산상의 문제로 인해 설계자가 적용을 하지 못하였다. 설사 이 이론을 적용했다 할지라도 그 결과는 아마도 혼동만을 가져 왔을 것이다. 이 이론을 적용하지 못한 이유중의 하나는 이 시대의 비행기들이 단지 단 주기 모드에서는 대부분 잘 감쇄하였으며 단지 상반 각을 갖는 비행기에서만 불안정하였기 때문이다.

1935년경부터 여러 연구기관에서는 동안정성이론의 예측과 실제 비행기의 특성이 일치하지 않는

다는 것을 알게 되었다. 비행기가 가로 및 세로에서 안정해야 한다는 규정상 언급하기는 쉽지만 이론과 비행특성이 일치하지 않는 문제들이 연구되었다. O. C. Koppen[12]은 가로안정성에 대한 시험에서, 그리고 1937년에 Soulè은 동적 세로운동의 실험에서, 비행기의 요구조건을 제시한 연구보고서[13]를 발간하게 되었다.

3. 비행성 요구조건에 관한 연구

미국에서 비행성을 만족시키는 일련의 요구조건을 제시한 첫 번째 시도가 DC-4비행기를 개발하면서 시작되었다. 1935년, Edward P. Warner가 더그라스사의 고문으로 있을 때 조종사, 항공기산업 기술자, 연구원들과의 토론결과 "대형다발엔진 비행기의 비행성에 관한 요구조건 제안"(Suggested Requirements for Flying Quality of Large Multi-Engined Airplane)이라는 것을 준비하였다.[14] NACA의 이 분야위원회의 일원인 Stinson SR-8E기를 이용해서 이같은 연구를 수행하였다. 1940년에 H. A. Soulè[15]가 "비행기의 비행성에 관한 기본조사"라는 보고서를 발간하게 되었다.

일반적으로 적용할 수 있는 비행성 요구조건을 규정하기 위해서는 개선된 계측방법을 사용해서 다양한 기종의 비행기에 대하여 시험을 해야 한다는 필요성을 인식하게 되었다. 이같은 일은 Robert R. Gilruth 책임 하에 시험비행사인 Melvin N. Gough와 함께 추진하였으며 이 비행성연구에 적용한 Gilruth의 기법은 다음과 같은 것이다. 비행기의 조종장치(control position)와 힘, 각속도, 가속도, 속도, 자세 등과 같은 모든 관련된 양을 기록할 수 있는 기록장치를 비행기에 장비하여야 한다. 그 다음에 지정된 비행상태와 기종에 관한 계획에 대해 숙련된 시험비행 조종사가 비행을 담당해야 하며 비행이 끝나면 모든 자료를 비행기록에서 얻어내어 표시해서 이 결과를 조종사의 의견을 들어 수정해야 한다. 얻어진 각종 곡선이나 자료점(data point)에 대하여 예상치 못한 결과를 경솔하게 취급하지 않도록 인위적으로 평가하고 규명하여야 한다. 그리고 최종적으로 각기 개별적인 연구에 대한 보고서를 작성 제출해야 한다.

1943년에 Gilruth는 "비행기의 만족한 비행성을 위한 요구조건"[16]이란 보고서를 발간하였으며 이 연구보고서는 경비행기로부터 이 시대의 가장 대형 비행기인 XB15에 이르기까지 모든 기종에서 서로 다른 16개의 비행기에 대한 비행시험자료를 기초로 하였다. 이 보고서는 비행기의 안정성과 조종성에 관한 군용규격(Military Specification)을 규정하는데 근간을 이루게 되었다.[17],[18]

이 시기에 William H. Phillips도 "비행성의 평가와 예측"이라는 교육과정에서 NACA의 종사자에게 가르치면서 비행성과 비행기의 계기와의 관계, 풍동실험을 통한 조종성의 예측 등에 대한 연구보고서를 발간하였다.[19],[20],[21] 영국에서도 이와 유사한 연구가 진행되었으며 독일에서도 Gilruth의 것과 유사한 만족한 비행성 요구조건의 연구가 완성되었다.[22]

Gilruth에 의해서 제시된 비행성의 양적 요구조건이 어떤 특성의 것인가는 이 보고서의 주요과제들을 봄으로써 알 수가 있다. 즉 세로 안정성 및 조종성의 요구조건으로는 다음과 같은 과제를 포함하고 있다. 비조종(uncontrolled)상태에서의 세로운동특성, 정상비행상태에서의 엘리베이터 조종특성, 가속비행상태에서의 엘리베이터 조종특성, 착륙비행상태에서의 엘리베이터 조종특성, 동력(power)과 플랩에 의한 트림변화의 한계, 세로트림장치의 특성 등이며 가로안정성과 조종성의 요구조건으로는 비조종상태에서의 가로 및 방향운동특성, 에일러런의 조종특성, 에일러런에 의한 요우(yaw), 옆미끄럼(side slip)에 의한 요잉모멘트, 러더와 에일러런의 트림장치 특성 등이며 마지막으로 실속특성의 요구조건도 포함하고 있다.

Gilruth의 보고서에 포함된 동안정성의 요구조건은 비조종상태에서의 세로 및 가로운동특성에 관련된 부분적인 문제일 뿐이었다. 세로운동의 경우에는 엘리베이터 위치와 비행기운동사이에 커플링(coupling)을 포함하는 단 주기 진동에 불만족스러운 감쇄현상이 발생하였으며 가로운동에서의 공통적인 문제는 "snaking"이었는데 이것은 러더의 부양경향(floating tendency)과 조종계통 마찰의 부적절한 결합에서 기인하는 연속적인 제한주기진동(limit cycle oscillation)을 포함하는 것이다. 특정한 비행조건이나 기동에서의 조종력과 위치(control forces and deflection)에 관한 요구조건도 제시되었다. "중력가속도당 조종력"(force per g)과 "중력가속도당 조종면 위치"(deflection per g)등으로 양적인 요구조건을 특별히 가속비행에서 중요시하였다.

이와 같은 비행성 요구조건의 연구가 비행시험에서 비행성을 올바르게 측정하는 방법을 제공하게 되었고 설계자들에게 새로운 형태에 대한 비행성을 예측하는데 기초를 제공하였다. 특히 비행성을 이해하는데 있어서 기동비행에서의 그 특성이 중요하다는 것을 제시하였다는 것이 Gilruth의 큰 공적중 하나이다. 이로부터 NACA의 요구조건, 군용조종성 규격에서 비행성의 연구가 정착하게 되었다.

2차 대전중과 후에 비행성에 관한 시험은 주로 Langley와 Ames 연구소에서 계속하였으며 1948년까지 60기 이상의 모든 기종의 비행기를 시험하였다. 그 대표적인 초기보고서[23]에서 이같은 시험내용을 발표한 바 있다. 이 기간에 급속하게 발전한 비행기성능이 새로운 문제를 제기했을 뿐만 아니라 새로운 해석기법과 새로운 조종계통의 설계방법을 가져오게 하였다. 이 기간에 널리 알려진 문제는 전투기에서 고속하강에서의 압축성영향에 관련된 것이었으며 이 연구로 인해서 후퇴익, 얇은 에어 포일 등을 상용하게 되었고 현대 수송기에서 볼 수 있는 마하 트림보정기(mach trim compensator)와 같은 장치도 개발하게 되었다.

비행성과 관련된 가장 중요한 요구조건은 조종력 특성에 좌우된다. 수동식 조종계통을 사용하던 시기에 조종력 특성은 전적으로 조종 면의 공기역학적인 힌지 모멘트(hinge moment)특성에 따라 결정되었으며 결과적으로 조종면 힌지 모멘트에 관련된 것으로 공기역학적인 조종력의 평형을 가져오는 방법에 대해서 많은 연구를 하게 되었다.

1943년경 동력식 조종계통이 등장함에 따라 새로운 방향으로 급속하게 변화하였으며 조종성도 힌지모멘트특성과 달리 어느 정도 독립적으로 감지장치(feel devices)에 의해서 담당하도록 하였다.[24] 그러나 이 장치에서도 유압제어계통에 의한 바람직하지 않은 힘이나 비선형적인 힘, 비정상적인 감지특성 등의 새로운 문제가 제기되었다. 한편 이 기간에 안정성 증강문제가 더치 롤의 진동을 감쇄하는데 요우 댐퍼(yaw damper)의 방식으로써 해결되기 시작하였다. 비행기 설계가 발전함에 따라 요구조건을 변경 할 필요성을 요우 댐퍼의 경험에서부터 이해하게 되었다.

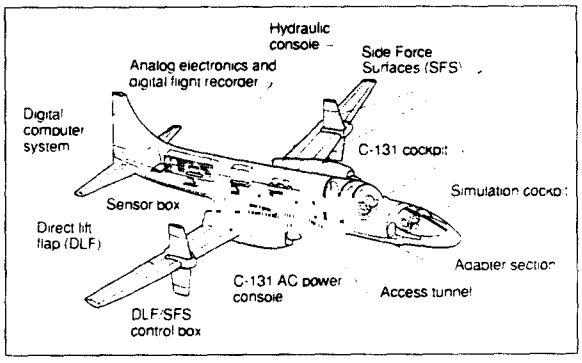

그림 3. TIFS 비행기(Total In-Flight 시뮬레이터)

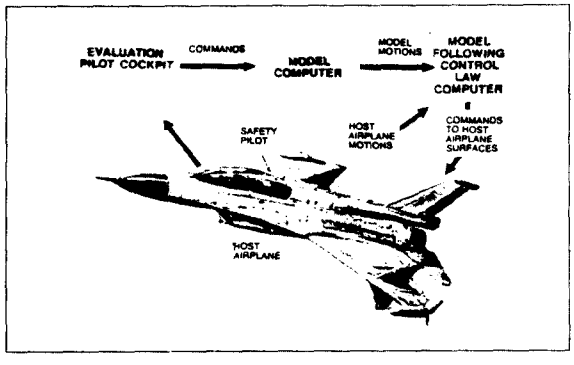

그림 4. VISTA 비행기
(Variable Stability In-Flight Simulator Test Aircraft)

감지장치와 안정성 증강방법이 개발됨에 따라 추가적으로 조종성 문제를 가져오게 되었으며 한편 설계단계에서 비행성 요구조건에 대해 지금과 같이 세심히 주의해야 할 필요성이 다소 감소되었다. 감지장치로써는 비행기가 생산된 후에도 조종력특성을 변경할 수 있도록 조절케 하였고 더치롤 진동의 감쇄는 요우 댐퍼를 적절하게 조절함으로 얻을 수 있게 하였다.

이 시기에 안정성 이론을 발전시키는데 거여한 것으로는 항공계에 잘 알려진 R. T. Jones[25]의 Laplace변환법[26]에 의한 operational methods와 전기공학계에서 알려진 주파수 반응법(frequency response method)[27]등이었다. 주파수 반응법이 등장함에 따라 비행기의 동안정성 시험에서 괄목할만한 결과를 가져왔다. 주파수 반응 법에서 얻어진 업적으로는 비행기의 안정성 시험에 적용하여 비행중 전달함수의 측정과 안정성 미계수를 구하는데 성공한 것이다. 이것은 Cornell 항공연구소[28]에서 W. F. Milliken에 의해서 실시 되었다.[29] 특히 안정성 미계수를 측정하는데 풍동기법을 적용할 수 없는 천음속 영역에서 비행기가 비행하는 경우 이 방법이 큰 가치를 갖는다는 것을 증명하였으며 또한 전자조종장치를 완비한 가변 안정성

비행기를 개발하여 서로 다른 비행기의 여러 특성을 각각 실험하는 것보다 체계적으로 연구할 수 있는 도구로써 사용하게 되었다. 최근의 Convair 440(TIFS, Total In-Flight Simulator 비행기)은 이 같은 종류로 가장 발전된 비행기이다.(그림 3) 또한 F-16전투기에 기반을 둔 새로운 항공기, VISTA(Variable Stability In-Flight Simulator Test Aircraft)를 계획하는 단계에 있다.(그림 4)

1950년경부터 다목적 지상 시뮬레이터가 사용 가능하게 되었고 비행성을 포함한 특수한 문제를 연구할 수 있는 기술을 제공하게 되었다. 1958년에 NACA가 NASA로 되면서 과거에 비행성 연구에 참여했던 많은 그룹들이 우주계획쪽으로 옮겨갔다. 이후에 미국 내에서 비행성과 관련된 연구의 대부분을 공군, 해군 그리고 NASA와의 계약 하에 있는 System Technology Inc.(STI)와 Arvin-Calspan에서 수행하였으며 또한 Dryden 비행연구센터에 있는 군과 NASA의 연구그룹들이 수행하고 있다.

4. 지령식 조종계통(Command Control System)

비행기에 자동조종장치가 장착되면서부터 지표(index)를 바꿔 주거나 자동조종장치를 작동시킴으로써 비행기를 조종할 수 있다는 것을 인식하게 되었다. 2차 세계대전 당시 이같은 방법으로 편대비행조종간(formation stick)이라 불리는 것을 적용하였다. 하지만 대부분의 자동조종장치가 안전상의 이유로 절대적인 위치를 차지하지는 못하였고 다만 순조로운 기동비행중에만 사용하여 조종하였다. 3중, 4중으로 중복된 고신뢰성의 자동조종장치가 개발되기까지는 자동조종장치에 의한 비행기의 조종은 실제적인 것이 못되었다.

한편 고성능 비행기에서는 무엇보다도 지령식조종계통을 이용하는 것이 많은 이점을 갖게 된다. 조종장치의 복잡성과 무게를 감소시킬 수 있고 설계자는 디지털 조종장치를 적용함으로써 장비를 장착한 후에도 조종법칙(control law)을 바꿀 수 있다는 자유도를 갖게 되었다. 신뢰성의 문제가 나오기 아주 이전에 이미 지령식 조종계통의 문제와 능력에 대한 연구가 이루어졌다. 이 분야에서 계속적인 발전의 결과로 CCV(Control Configured Vehicles), ACT(Active Control Technology), CAS(Command Augmention System)등과 같은 용어나 최근에는 초증강(super augmentation)이라는 이름으로 연구들이 이루어지고 있다. 그림 5에서와 같이 이런 장치를 적용하므로 정안정성완화(RSS ; Relaxed Static Stability), 기동하중경감(MLA ; Maneuver Load

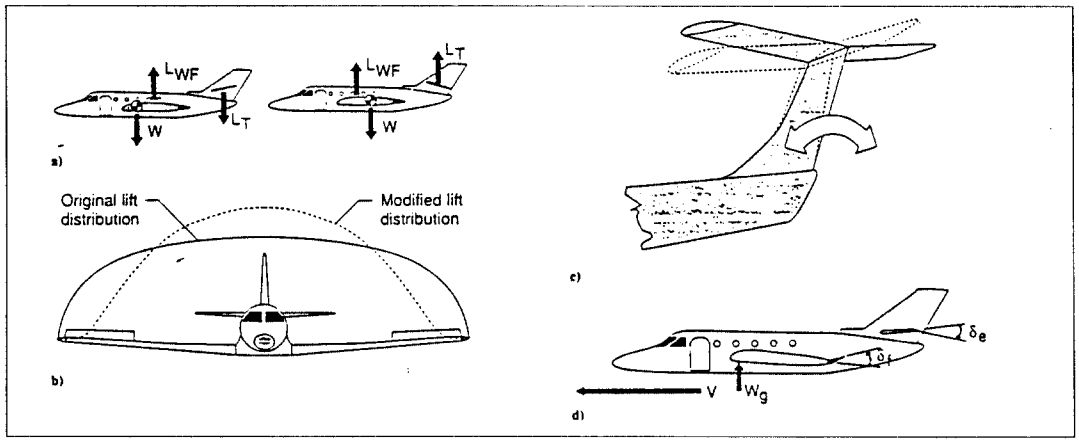

그림 5. 능동 조종시스템의 능력 : a)정안정성 완화 b)기동하중경감 c)구조모드억제 d)돌풍하중경감

Alleviation), 구조모드억제(SMS ; Structural Mode Suppression), 그리고 돌풍하중경감(GLA ; Gust Load Alleviation)과 같은 연구를 가능하게 하였다.

NASA[30]에서는 F-8 Digital Fly-By-Wire 비행기(그림 6)를 이용하여 중복성에 의한 높은 신뢰성뿐만 아니라 조종법칙의 선택을 자유롭게 할 수 있는 디지털 컴퓨터에 대한 연구를 수행하였다.

현재까지 이 디지털 조종계통은 고성능 비행기에서 광범위하게 사용되고 있으며 재래식 조종계통에서 경험하는 것과는 다른 새로운 비행성의 특성을 얻을 수 있다는 가능성을 보여주고 있다. 이 같은 발전이 새로운 문제점과 아주 새로운 연구과제를 제시하고 있다.

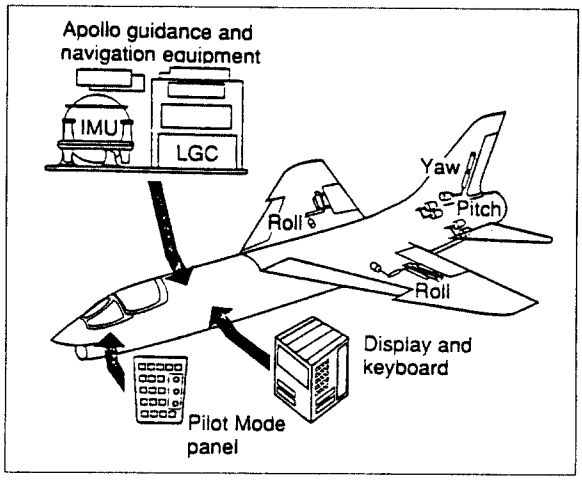

그림 6. NASA F-8 디지털 Fly-By-Wire 비행기

전형적인 소형 아음속 비행기에서 잘 설계된 재래식 수동식 조종계통은 많은 바람직한 비행성의 특징을 가지고 있다. 이 특징 중에서 몇 가지를 들면 다음과 같은 것이다. 공기역학적인 힌지 모멘트가 동압에 의해서 증가하여 동압가속도당 조종력을 일정하게 유지하는 것, 고속비행에서 조종사가 비행기에 과중한 부담을 주는 것을 방지하는 것, 조종력을 조종변위단계에 나타나도록 하여 다가올 기동의 크기를 예상하도록 하는 것, 조종 면의 공기역학적인 감쇄모멘트로 조종진동을 억제하는 것, 안정된 비행을 위한 속도변화와 실속접근을 판단하도록 하는 것 등의 바람직한 비행성에 관한 것이다.

부주의로 인한 비행경로의 변동을 가져오는 조종사의 무의식적인 조종간의 미소한 작동을 방지하는 것이 조종마찰(control friction)이다. 이 조종마찰은 각기 분리된 조종에서 나타나기 때문에 조종사는 다른 조종을 방해하지 않고 하나의 조종을 할 수가 있다. 조종사는 비행기가 지상에 있거나 실속을 넘어선 비행 중에 있건 조종간을 움직일 수 있는 능력을 보유여야 한다. 그래서 조종사는 실속이나 스핀으로부터 회복할 수 있는 가장 효과적인 조종기술을 사용할 수가 있다. 이 같은 모든 특성들은 수동식 조종계통으로 보장할 수가 있지만 지령식 조종계통을 사용함으로 소멸시킬 수도 있다. 예를 들면 Force Stick(조종력 입력에 반응하는 조종간)의 필요성, 수직가속도와 같은 양들이 갖는 빠른 지령의 반응을 늦추어 조종사의 유도진동을 제거하는 prefilter의 필요성, 비행기의 반응량을 지령하는 조종에서 측정된 양이 피드백하는 손실을 보상하는 문제, 그리고 실속이나 스핀회복에서 조종장치의 반응, 실속경고등이다.

과거의 디지털 조종계통은 부적절한 sampling rate나 cycle time으로 인하여 조종반응의 지연문제를 나타냈으나 디지털 컴퓨터 성능이 계속 발전함에 따라 장래에는 이 같은 문제는 감소할 것이다.

지령식 조종계통의 주요한 이점으로는 제한된 것을 통합하는 것이 용이하다는데 있다. 수동식 조종계통에서는 조종사가 언제나 비행기를 실속 시키거나 구조한계를 넘어설 가능성을 갖고 있기 때문에 많은 비행성 요구조건에서 이 같은 문제를 피할 수 있도록 조종사에게 적절한 경고를 제공해야 한다. 지령식 조종계통에서는 단지 위험한 조건에 도달하기 전에 양적으로 지령의 크기를 제한하면 된다. 정상 제한치를 넘어서 비행할 필요가 없는 수송기와 같은 것에서는 지령식 조종계통이 바람직한 것이다. 반면에 전투기에서는 실속 영역내의 높은 받음각에서도 조종성을 얻기 위해서는 다른 방법인 능동조종시스템을 필요로 하게 된다.

5. 돌풍반응과 비행성의 관계

난기류 중에서 비행기가 순조롭게 비행할 수 있는 능력은 비행성의 기본적인 특성인 것이다. 그러나 요구조건을 설정하거나 난기류에 대한 반응을 감소시키는 조종계통을 설계하는데 있어서 이 같은 문제는 아주 경시하여 왔다. 일반적으로 가로 방향 반응(lateral directional response)에서 더치 롤 진동특성에 관한 요구조건의 설정이나 롤링과 요잉운동(rolling & yawing motion)을 감소시키는 자동조종계통의 설계에만 많은 연구를 하여 왔다. 난기류에 의한 수직가속도를 감소시키는 문제가 세로 반응의 경우에는 거의 무시되어 왔다.

여기에서 난기류중의 돌풍에 의한 반응을 감소시키려는 돌풍하중경감장치가 대두되었다. 돌풍에 의한 수직가속도의 반응을 감소시키기 위해 엘리베이터를 조종하는 것은 일반적으로 비효과적인 것이며 날개의 플랩을 상하방향으로 변위 시키는 방법이 바람직한 것이다. 돌풍반응에 대한 연구에서 먼저 프랑스의 Rene Hirsh는 경비행기에 공기 기계적인 돌풍경감장치를 장비 하여 성공적인 실험을 하였다. 1955년에 NASA에서는 Beech B-18기(해군기명 C-45)에 돌풍경감장치를 장착하였으며[31] 최근에 독일에서는 Dornier DO-28 TNT기 실험을 하고 있다.[32] 이들 연구에서 난기류에 의한 교란을 상당히 감소시킬 수 있다는 것을 실증하였다.

지령식 조종계통을 광범위하게 사용하는데 있어 이 같은 방법을 실제적으로 적용하기 위해서는 고신뢰성, 중복성, 자동제어계통이 요구된다. 돌풍경감장치를 설계함에 있어 비행기의 무게나 어떤 복잡성에 의한 손해를 가져와서는 안된다. 돌풍경감을 가장 요구하고 있는 항공기는 저고도에서 운용되고 있는 경비행기나 커뮤터급 수송기이다. 여기서는 이 같은 장치의 개발비용에서 문제를 갖고 있다. 군용기에서는 더 많은 경험을 쌓게 될수록 이 같은 장치가 크게 수용될 것으로 기대되고 있다.

6. 비행성의 예측

비행성연구의 가장 중요한 목적중의 하나는 비록 설계단계에 있는 것일지라도 새로운 설계항공기의 비행성을 예측하는 능력에 있다. 물론 많은 비행기들이 아직도 수동식 조종계통을 가지고 있다. Gilruth의 요구조건이나 2차 대전 기간중의 군용기에 설정한 요구조건은 이 같은 기종을 설계하는데 널리 기초를 두고 있으며 최근의 일반항공기나 커뮤터기의 비행성을 예측하는데도 유용한 것으로 예상된다.

안정성증강장치와 지령식 조종계통을 탑재하는 최신비행기에 대한 요구조건은 동일한 종류의 문제에 대하여 과거의 경험에 기초를 둘 수는 없다. 왜냐하면 모든 장치는 완전히 새로운 방식의 반응조종(response control)을 도입하게 되기 때문이다.

이 같은 방식의 비행기 조종성을 예측함에 있어서 널리 사용되는 두 가지 방법이 있다.

첫째 방법은 조종사와 비행기를 결합시킨 폐회로 조종(closed-loop control)에 대한 수학적인 해석에 기초를 두어 조종성(handling qualities)을 예측하는 것이다. 이 분야에 관련된 많은 기법들이 제안되었으며 대부분의 경우 시뮬레이션(simulation)연구나 가변안정성 비행기에서의 실험에 의해서 파라미터의 범위를 확인하는 것이다.[33] 이들 많은 기법 중에서, 고려중인 특정한 형태에 가장 적합한 방법이 어떤 것인가를 생각해야 한다. 이들 기법 중에서 가장 성공적이고 실증할 수 있는 방법은 그 방법을 개발하는데 적용한 비행기와 크기나 형태가 같은 항공기를 기초로 하는 방법이다. 만일 조건이 같지 않을 경우에는 그 기준과 기법은 광범위한 조건에 적용할 수 있는 무차원 파라미터에 기초를 두어야 한다.

둘째 방법은 시뮬레이션 방법이며 해석적인 연구와 함께 사용되는 아주 바람직한 기법이다. 시뮬레이터는 실제 조종계통에서의 모든 비선형적인 특성을 이론적으로 제공할 수 있으며 비행시 일어날 수 있는 것을 모의실험의 신호로써 실제 조종사에게 제공할 수 있다는 장점을 갖는다. 만족스러운 조종계통을 설계하는데 시뮬레이터를 활용하게 되면 이전까지는 중요하게 고려되지 않았던 조종성 규격도 취급할 수가 있다. 시뮬레이터 기법에 의해서 지금까지 매우 만족스러운 조종계통을 개발한 예가 많다.

끝으로 현대 비행기에서 경험과 비행기를 개발하는데서 부닥치는 문제의 해결이 새로운 형태의 비행성을 예측하는데 고려되어야 한다. 이런 형태의 문제에 대하여 이론을 적용하면서 경험하는 것을 참고문헌 34에 소개하고 있다.

7. 비행성 요구조건의 양식(format)

Gilruth가 최초의 비행성 요구조건을 발간한 이후에 미국의 민, 군 기관에서는 새로운 비행기에 대하여 만족한 비행성을 보장하는 각기 다른 절차를 취하고 있다.

민간비행기에 대한 검증은 FAA가 비행기의 요구조건을 정성적 항목(qualitative terms)으로 명시하고 있으며 실제 비행시험에 의해 판단된 바람직하지 못한 특성을 기각하는 권한을 갖고 있다.

군용비행기에 있어서는 공군과 해군이 원래 Gilruth의 요구조건에 기초를 두고 자체적인 요구조건을 설정하였다. 많은 요구조건이 정량적인 형태(quantitative form)로 명시되어 있다. 따라서 새로운 비행기의 공력특성을 선정하는데 있어 설계자들에게 지침이 되는 충분한 정보를 제공할 수 있다. 이 같은 요구조건들은 그 동안 여러 번 수정 보완되어 왔으며 보다 더욱 정량적인 형태로 발전되었다. 또한 이들 요구조건을 확인하는데 사용되는 설계절차를 알 수 있도록 뒷받침하는 많은 문서가 준비되어 있다.

최근의 군 지침에서는 모든 군 규격이 특정된 양식(format)으로 되는 것을 요구하고 있으며 이 양식의 정량적인 규격은 요구조건의 설명 난을 공백으로 두었다가 비행기의 취득기관과 계약자 사이의 협의에 의해서 설명 난을 기록하도록 하고 있다.[35] 공군의 새로운 비행성규격이 1987년 3월 31일 "MIL-STD-1797, USAF"로 발간되었고 모두 700페이지 정도의 뒷받침하는 문서를 포함하고 있다. 이 문서에는 계약자와 취득기관이 기준을 정할 때 적용되는 해석절차와 검증절차를 제시하고 있으며, 3군용 종합 판은 현재 발간 중에 있다.

과거의 비행성 요구조건이 갖는 큰 이점의 하나는 요구조건들이 실제 비행기에서 수많은 시험을 통해 획득한 지식을 보존하고 있다는 것이다. 그러나 만일 규격만에 의한 새로운 양식에 의해서 이 같은 지식을 보존할 수 없게 된다면 아주 불행한 일이 아닐 수 없다. 그래서 각각 새로운 비행기에 대한 만족스러운 규격들을 정하기 위해서는 새로운 규격양식에 대하여 취득기관과 계약자의 양자가 모두 많은 경험을 갖는 것이 요구된다. 아마도 현대 군용 비행기의 조종계통을 설계하고 시험하는데 소요되는 mem hours는 Gilruth가 최초 비행성 요구조건을 만들어내는데 적용한 16기의 비행기에 대한 비행시험, 자료분석 등에 소요된 mem hours를 훨씬 초과할 것이다. 따라서 새로운 개념이 연구되고 새로운 능력이 개발될 수 있는 가능성이 존재하고 있다.

8. 결론

비행성의 내용은 비행기설계에서 요구되는 다른 규정에 비교하면 아직 만족스러운 것이 못된다. 바람직한 비행성은 아직 정확하게 측정할 수 없으며 새로운 그리고 근본적으로 다른 조종배치에 관한 비행성을 예측하는데는 정량적인 기반을 갖고 있지 않다. 이러한 조건들은 앞으로도 예상된다. 왜냐하면 비행성은 인간인 조종사와 아주 가깝고 관련되어 있으며 인간의 행동이 가변적이고 완전히 이해할 수 없는 것이기 때문이다. 특정한 기종의 비행기를 가지고 충분하게 경험을 한 뒤에 비행성 요구조건을 정량적인 양식으로 나타낼 수 있는 이 분야의 연구가 발전하게 되면 새로운 조종계통에 대해 보다 정확한 예측을 할 수 있게 된다는 희망을 가질 수 있다. 비록 이 분야의 발전에는 시뮬레이션이나 특수 설비한 비행기 등을 생산하고 운용하는 등 많은 경비를 필요로 하지만 이것보다도, 새로운 비행기의 설계변경을 요구하는 문제를 예측하는 것에 대한 실패로부터 부담하는 비용은 더 크게 된다. 장래 비행기의 우월성을 유지하기 위해서는 비행성 분야의 계속적인 연구가 반드시 필요한 것이다.

참고문헌

1) Pènaud, A., "Appareils de vol Mècanique," la Nature, Vol. 3, Paris, April 1875, pp. 327-330.
2) Routh, E. J., Stability of a Given State of Motion, McMillan, Londong, 1877
3) Lanchester, F. W., Aerodonetics, Archibald Constable, London, 1908
4) Langley, S. P., Memoir on Mechanical Flight, Smithsonian Contributions to Knowledge, Vol. 27, No. 3, Smithsonian Institution, Washington, DC, 1911
5) Kelly, F. C., The Wright Brothers, Ballantine, New York, 1943, pp. 59-60
6) Jex, H. R. and culick, F. E. C., "Flight Control Dynamics of the 1903 Wright Flyer," Proceedings of the 12th Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA, New York, 1985, pp. 543-548
7) Fokker, A. H. G. and Gould, B., Flying Dutchman-The Life of Anthony Fokker, Holt, New York, 1931
8) Bryan, G. H., Stability in Aviation, McMillan, London, 1911
9) Cowley, W. L. and Glauert, H., "The Effect of the Lag fo the Downwash on the Longitudinal Stability of an Aeroplane and on the Rotary Derivate, Mq." British Aeronautical Research Council, R & M 718, 1921
10) Glauert, H., "A Non-Dimensional Fron of the Stability Equations of an Aeroplane," ARC R & M 1093, 1927
11) Hughes, T. P., Elmer Sperry, Inventor and Engineer, Johns Hopkins Press, Baltimore, MD, 1971
12) Kopper, O. C., "Airplane Stability and Control from a Designer's Point on View," Journal of the Aeronautical Sciences, Feb. 1940, pp. 135-140
13) Soulè, H. A., "Flight Measurements of the Dynamic Longitudinal Stability of Several Airplanes and a Correlation of the Measurements with Pilots' Observations of Handling Characteristics," NACA Rept. 578, 1937
14) Warner, E. P., "Suggested Requirements for Flying Qualities of Large Multi-Engined Airplanes," Memo to NACA, ; Langley Historical Archives, July 14, 1936
15) Soulè, H. A., "Preliminary Investigation of the Flying Qualities of Airplanes," NACA Rept, 700, 1940
16) Gilruth, R. R., "Requirements for Satisfactory Flying Qualities of Airplanes," NACA Rept, 755,1943
17) Anon, "Specification for Stability and Control Characteristics of Airplanes," Bureau of Aeronautics, U. S. Navy, Washington, DC, SR-119A, April 1945
18) Anon, "Stability and Control Characteristics of Airplanes," Army Air Force Specification R-1815A, April, 1945
19) Phillips, W. H., "Appreciation and Prediction of Flying Qualities," NACA Rept, 927, 1948
20) Goett, H. J., Jackson, R. P., and Belsely, S. E., "Wind-Tunnel Procedure for Determination of Critical Stability and Control Characteristics of Airplanes," NACA Rept, 781, 1944
21) Kayte, G. G., "Analysis of Stability and Control in Terms of Flying Qualities of Full Scale Airplane," NACA Rept, 825, 1945
22) Doetsch, K. H., Friedricks, G., H'o'hler, P., Liebe, W., and Lugner, H., "New Standards for Desirable Handling Qualities of Aircraft," Deutsche Versuchsanstalt far Luftfahrt, Institut f'u'r Flugmechanik, eV, Berlin, Marc 1943 ; also RAE Translation 66, Feb. 1946
23) Nissen, J. M. and Phillips, W. H., "Measurements of the Flying Qualities of Hawker Hurricane Airplane," NACA Wartime Rept, L-565(originally issued as NACA MR, April 1942)
24) Phillips, W. H., Brown, B. P., and Matthews, J. L. Jr, "Review and Investigation of

Unsatisfactory Control Characteristics Involving Instability of Pilot-Airplane Combination and Methods of Predicting these Difficulties from Ground Tests." NACA RM L53F17a, aug.1953
25) Jones, R. T., "A Simplifed Application of the Method of Operators to the Calculation fo the Disturbed Motion of an Airplane," NACA Rept. 560,1936
26) Gardner, M. F. and Barnes, J. L., Transients in Linear Systems, Wiley, New York, 1942
27) Greenberg, H., "Frequency Response Method for Determination of Dynamic Stability Characteristics of Airplanes with Automatic Controls," NACA TN 1229, March1947
28) Miliken, W. F. Jr., "Progress in Dynamic Stability and Control Research," Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 14, Sept. 1947, pp. 493-519
29) Breuhaus, W. O., "Flight Research Utilizing Variable Stability Aircraft," Cornell Aeronautical Lab., Inst. of the Aeronautical Sciences Paper 541, Jan. 1955
30) Anon, "Description and Flight Test Results of the NACA F-8 Digital Fly-By-Wire Control System," NACA TN-D-7843, July1974
31) Hunter, P. A., Kraft, C. C., and Alford, W. L., "A Flight Investigation of an automatic Gust-Alleviation system in a Transport Airplane," NACA TN-D-532, 1961
32) B'o'hret, h., King, B., and Skudridakes, J., "OLGA-an Open Loop Gust-Alleviation system Active Control system-Review, Evaluation, and Projection, AGARD CP-384, Oct. 1984, pp. 13-1 to 13-6
33) Ashkenas, I. L., "Twenty-Fve Years of Handling Qualities Research." Journal of Aircraft, Vol. 21, May, 1984
34) Pinsker, W. J. G., "The Role of Theory and Calculation in the Refinement of Flying Qualities," AGARD CP-119, April,1972, pp. 10-1 to 10-3
35) Woodcock, R. J., and Browne, J. T., "The Mil-Prime Standard for Aircraft Flying Qualities," Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Confrence, AIAA, New York, 1986, pp. 232-238