



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2018년08월27일
 (11) 등록번호 10-1891961
 (24) 등록일자 2018년08월21일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
 G09B 9/08 (2006.01) G06F 17/10 (2006.01)
 (52) CPC특허분류
 G09B 9/08 (2013.01)
 G06F 17/10 (2013.01)
 (21) 출원번호 10-2016-0091097
 (22) 출원일자 2016년07월19일
 심사청구일자 2016년07월19일
 (65) 공개번호 10-2018-0009453
 (43) 공개일자 2018년01월29일
 (56) 선행기술조사문헌
 JP2006227847 A*
 KR1020110103221 A*
 JP2010271755 A*
 KR1020160077901 A*
 *는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자
 한국항공우주산업 주식회사
 경상남도 사천시 사남면 공단1로 78
 (72) 발명자
 이영민
 경상남도 사천시 사천읍 항공로 64
 (74) 대리인
 인비전 특허법인

전체 청구항 수 : 총 7 항

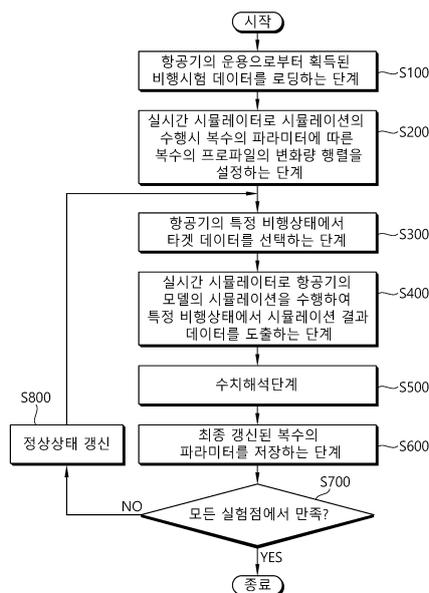
심사관 : 김평수

(54) 발명의 명칭 **시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법**

(57) 요약

본 발명은, 항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계, 실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계, 항공기의 특정 비행상태에서 타겟 데이터를 선택하는 단계, 실시간 시뮬레이터로 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계, 수치해석단계, 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계, 정상상태 갱신, 모든 실험점에서 만족? (YES) 종료 (NO) 반복

대표도 - 도3



시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계, 타겟 데이터 및 변화량 행렬에 수치해석을 수행하여 복수의 파라미터를 갱신하며, 갱신된 복수의 파라미터가 허용범위 내에 해당하는 경우 수치해석을 종료하는 수치해석단계, 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계를 포함하여 구성되는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법에 관한 것이다.

본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법은 특정 비행상태에서 파라미터에 따른 프로파일 변화량을 종합적으로 고려하여 비행데이터에 근접한 수치적해를 구할 수 있어, 해당 모델의 비행성능 튜닝 및 모델의 변경시 비행성능 튜닝 작업시간을 단축할 수 있는 효과가 있다.

명세서

청구범위

청구항 1

항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계;

실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계;

상기 비행시험 데이터로부터 상기 항공기의 특정 비행상태인 타겟 데이터를 선택하는 단계;

상기 실시간 시뮬레이터로 상기 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 상기 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계;

상기 타겟 데이터 및 상기 변화량 행렬에 수치해석을 수행하여 상기 복수의 파라미터를 갱신하며, 상기 갱신된 복수의 파라미터가 허용범위 내에 해당하는 경우 상기 수치해석을 종료하는 수치해석단계; 및

최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계를 포함하며,

상기 복수의 프로파일은 상기 복수의 파라미터 중 하나 이상의 영향을 받는 Aileron의 변위, Elevator 변위, Rudder 변위, 항공기 Pitch Angle 및 Throttle 변위 중 하나 이상을 포함하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 2

제1 항에 있어서,

상기 수치해석단계는,

Newton-Raphson 의 Root Finding 기법을 이용하는 것을 특징으로 하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 3

제2 항에 있어서,

상기 변화량 행렬은 상기 복수의 프로파일 각각이 상기 복수의 파라미터로 편미분된 Jacobian Matrix인 것을 특징으로 하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 4

제3 항에 있어서,

상기 복수의 파라미터는 상기 항공기의 6 자유도에 해당하는 힘 및 모멘트 중 적어도 하나를 포함하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 5

제2 항에 있어서,

상기 특정 비행상태는 복수의 비행 정상상태 중 하나인 것을 특징으로 하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 6

제5 항에 있어서,

상기 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계는 상기 시뮬레이션을 수행하여 정상상태로 설정시 신속한 결과 도출이 이루어 질 수 있도록 상기 실시간 시

뮬레이션의 갱신률과 독립적으로 계산되는 쓰레드를 이용하여 수행되는 것을 특징으로 하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

청구항 7

제5 항에 있어서,

상기 타겟 데이터를 선택하는 단계 내지 상기 저장하는 단계는,

상기 특정 비행상태를 다른 정상상태로 갱신하고 재수행되는 것을 특징으로 하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법에 관한 것이며, 보다 상세하게는 실시간 시뮬레이터에서 모델의 시뮬레이션 수행 시 실제 비행에서 얻은 데이터와의 오차를 보정하는 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 비행 시뮬레이션 장비의 요구 성능의 획득을 위해서는 조종석, 입출력, 영상, 컴퓨터 시스템 및 항공기 모의 소프트웨어의 적절한 통합이 기반이 되어야 한다. 이 중 항공기 모의 소프트웨어는 6자유도 운동방정식의 입력 값인 힘과 모멘트를 계산하기 위해 공기역학, 추진공학, 지면반력 등의 역학 모델로 구성되어 있다. 항공기 모의를 위한 모델링은 수학적 공식 및 경험적 수식을 컴퓨터 계산을 통해 실시간 힘과 모멘트를 구하는 방법론으로써, 실제 항공기의 운용으로부터 획득된 공력 DATABASE, 엔진 DATABASE 등과의 오차가 발생하게 된다.

[0003] 이와 같은 비행 시뮬레이션의 설계와 관련하여 대한민국 공개특허 제10-2014-0096718호 등이 공개되어 있다. 그러나 기존의 방식은 전술한 오차를 보정하기 위한 튜닝작업의 수행시 직관적 판단에 의존한 수작업 방법으로 수행되어 많은 인력 및 시간이 소요되며, 인위적인 실수로 인한 오차의 발생 등의 문제점이 있었다.

선행기술문헌

특허문헌

[0004] (특허문헌 0001) 대한민국 공개특허 제10-2014-0096718호(2014. 08. 06.)

발명의 내용

해결하려는 과제

[0005] 본 발명은 종래의 항공기 모의 소프트웨어 개발 절차에서 상세설계단계 이후 오차 보정시 막대한 소요시간이 발생하는 문제점을 해결하기 위한 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법을 제공하는 것에 있다.

과제의 해결 수단

[0006] 상기 과제의 해결 수단으로서, 항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계, 실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계, 항공기의 특정 비행상태에서 타겟 데이터를 선택하는 단계, 실시간 시뮬레이터로 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계, 타겟 데이터 및 변화량 행렬에 수치해석을 수행하여 복수의 파라미터를 갱신하며, 갱신된 복수의 파라미터가 허용범위 내에 해당하는 경우 수치해석을 종료하는 수치해석단계, 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계를 포함하는 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법이 제공될 수 있다.

[0007] 수치해석단계는 Newton-Raphson 의 Root Finding 기법을 이용하도록 구성될 수 있다.

[0008] 이때, 변화량 행렬은 복수의 프로파일 각각이 복수의 파라미터로 편미분된 Jacobian Matrix가 될 수 있다.

[0009] 한편, 복수의 파라미터는 항공기의 6 자유도에 해당하는 힘 및 모멘트 중 적어도 하나를 포함하며, 복수의 프로

파일은 복수의 파라미터 중 하나 이상의 영향을 받는 Aileron의 변위, Elevator 변위, Rudder 변위, 항공기 Pitch Angle 및 Throttle 변위 중 하나 이상을 포함할 수 있다.

[0010] 한편, 특정 비행상태는 복수의 비행 정상상태 중 하나가 될 수 있다.

[0011] 그리고, 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계는 시뮬레이션을 수행하여 정상상태로 설정시 신속한 결과 도출이 이루어 질 수 있도록 실시간 시

[0012] 플레이션의 갱신률과 독립적으로 계산되는 쓰레드를 이용하여 수행될 수 있다.

[0013] 나아가, 타겟 데이터를 선택하는 단계 내지 저장하는 단계는, 특정 비행상태를 다른 정상상태로 갱신하고 재수행되도록 구성될 수 있다.

발명의 효과

[0014] 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법은 특정 비행상태에서 파라미터에 따른 프로파일 변화량을 종합적으로 고려하여 비행데이터에 근접한 수치해해를 구할 수 있어, 해당 모델의 비행성능 튜닝 및 모델의 변경시 비행성능 튜닝 작업시간을 단축할 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[0015] 도 1은 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법의 개념도이다.

도 2는 시뮬레이터의 튜닝방법의 순서도이다.

도 3는 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법의 순서도이다.

도 4는 수치해석단계의 순서도이다.

도 5는 실험점을 도시한 도면이다.

도 6은 정상상태 조건 계산용 쓰레드의 설계 순서도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0016] 이하, 본 발명의 실시 예에 따른 시뮬레이터의 비행성능에 대하여, 첨부된 도면을 참조하여 상세히 설명한다. 그리고 이하의 실시예의 설명에서 각각의 구성요소의 명칭은 당업계에서 다른 명칭으로 호칭될 수 있다. 그러나 이들의 기능적 유사성 및 동일성이 있다면 변형된 실시예를 채용하더라도 균등한 구성으로 볼 수 있다. 또한 각각의 구성요소에 부가된 부호는 설명의 편의를 위하여 기재된다. 그러나 이들 부호가 기재된 도면상의 도시 내용이 각각의 구성요소를 도면내의 범위로 한정하지 않는다. 마찬가지로 도면상의 구성을 일부 변형한 실시예가 채용되더라도 기능적 유사성 및 동일성이 있다면 균등한 구성으로 볼 수 있다. 또한 당해 기술분야의 일반적인 기술자 수준에 비추어 보아, 당연히 포함되어야 할 구성요소로 인정되는 경우, 이에 대하여는 설명을 생략한다.

[0017] 도 1은 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법의 개념도이다.

[0018] 도시된 바와 같이, 비실시간 시뮬레이터에서 완성된 모델을 실시간 시뮬레이터에 이식한 뒤 실제 항공기의 운용으로부터 획득한 데이터를 비교하여 허용범위 내에 해당하는지 여부를 판단하게 된다.

[0019] 각 비행상태에서 성능 데이터를 비교하고 오차가 있는 경우 수치해석적인 해를 구하는 단계가 반복적으로 수행된다. 이때, 의미있는 데이터를 획득하기 위해 비행 정상상태 조건(Steady-state condition)에서 데이터를 비교하게 된다. 전 비행역역에서 정상상태 조건은 고도, 속도 등에 따라 매우 다양한 상태가 될 수 있으며, 이 중 하나를 선택하여 시험점으로 선택하고 이에 대한 시뮬레이션이 수행될 수 있다.

[0020] 한편, 정상상태조건을 찾기위한 Trim 알고리즘 및 조종면 제어를 위한 PI 제어기가 구비될 수 있으며, 이에 대하여는 차후 도 5 내지 도 6을 참조하여 상세히 설명하기로 한다.

[0021] 도 2는 시뮬레이터의 튜닝방법의 순서도이다. 도시된 바와 같이, 시뮬레이터의 전체 튜닝방법은 비실시간 시뮬레이터로부터 수행된 모델을 실시간 시뮬레이터에 이식하며, 정확도를 높이기 위하여 분야별 오차수정이 이루어지게 된다.

[0022] 먼저 기초적인 Engine 또는 propeller의 성능튜닝이 이루어지며, 공력계수의 튜닝이 각각 이루어 질 수 있다. 이후 실제 성능(performance)을 실제 항공기의 운용으로 획득된 데이터와 일치시키기 위하여 전체 비행성능의

튜닝이 이루어진다. 전체 비행성능은 비행성능 튜닝과 HQ (Handling Quality) 튜닝으로 구분되어 수행될 수 있다.

[0023] 비행성능 튜닝과 HQ튜닝은 항공기 운용으로 획득된 비행성능 데이터와 일정범위 내에 해당해야 하며(Tolerance 만족) 전 비행영역에 대해 만족해야 하며, Tolerance의 불만족하는 지점이 있으면 다시 비행성능 튜닝단계가 반복적으로 수행되어 반복계산(Iteration)이 수행된다.

[0024] 이하에서는 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법의 실시예에 대하여 상세히 설명하도록 한다.

[0025] 도 3는 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법의 순서도이며, 도 4는 수치해석단계의 순서도이다. 도 3와 같이, 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법은 항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계(S100), 실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계(S200), 항공기의 특정 비행상태에서 타겟 데이터를 선택하는 단계(S300), 실시간 시뮬레이터로 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계(S400), 수치해석단계(S500), 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계(S600), 모든 실험점에서 만족여부를 판단하는 단계(S700), 정상상태를 갱신하는 단계(S800)를 포함하여 구성될 수 있다.

[0026] 항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계(S100)는 시뮬레이터에서의 비행성능 데이터와 비교하기 위한 기준 데이터를 로딩하는 단계에 해당한다. 비행시험 데이터는 시뮬레이터에서 시뮬레이션 수행시 검증용 기준 데이터가 되며, 실제 항공기를 운용하면서 획득된 방대한 데이터가 되며, 공력, 엔진, 중량, 성능과 관련된 데이터가 포함될 수 있다.

[0027] 실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계(S200)는 비행성능에 영향을 미치는 주요한 파라미터를 설정하고, 해당 파라미터에 대한 각각의 성능 프로파일을 생성하는 단계에 해당한다.

[0028] 이때, 주요 파라미터는 엔진 성능, 조종면, Throttle변위, 항공기 자세 파라미터를 포함할 수 있다. 이후 엔진 성능 파라미터에 대한 비행성능 프로파일을 생성하며, 조종면, Throttle변위, 항공기 자세 파라미터에 대한 비행성능 프로파일을 형성시킨다. 구체적으로는 MAP(Manifold Pressure), Flow rate, Horse Power 등의 파라미터 프로파일을 생성하고, 밀도고도, 속도, 중량에 대한 조종면(Aileron, Elevator, Rudder), Throttle 변위, 항공기 자세(Pitch) 프로파일이 각각 생성될 수 있다.

[0029] 각각의 프로파일을 포함한 행렬을 구체적으로 표현하면 다음과 같다.

$$F_i = \begin{bmatrix} \delta_{ail} \\ \delta_{ele} \\ \delta_{rud} \\ \theta \\ Throttle \end{bmatrix}, X_j = \begin{bmatrix} F_x \\ F_z \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix}$$

[0030]

[0031] 여기서, F_x 는 x 방향 힘 in body axis, F_z 는 z 방향 힘 in body axis, M_x 는 Rolling Moment in body axis, M_y 는 Pitch Moment in body axis, M_z 는 Yawing Moment in body axis 에 해당하며, 이에 따른 프로파일로서, δ_{ail} 는 Aileron 변위, δ_{ele} 는: Elevator 변위, δ_{rud} 는 Rudder 변위, θ 는 항공기 Pitch Angle, Throttle은 Throttle 변위가 된다.

[0032] 즉 각각의 파라미터가 각각의 프로파일에 모두 영향을 미치는 비선형미분방정식의 형태가 된다.

[0033] 이때 Jacobian Matrix의 형태로 현재상태의 벡터(State vector)와 조작하는 벡터(Control vector)가 구성된다.

$$J_{ij} \equiv \frac{\partial F_i}{\partial X_j} = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial X_1} & \cdots & \frac{\partial F_1}{\partial X_j} \\ \frac{\partial F_2}{\partial X_1} & \cdots & \frac{\partial F_2}{\partial X_j} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial F_i}{\partial X_1} & \cdots & \frac{\partial F_i}{\partial X_j} \end{bmatrix}$$

[0034]

[0035] 이와 같이 각각의 프로파일에 영향을 미치는 파라미터 값에 따른 1차 변화율을 계산할 수 있는 행렬을 생성하게 된다.

[0036] 항공기의 특정 비행상태에서 타겟 데이터를 선택하는 단계(S300)는 비행영역에서 방대한 정상상태 지점이 있으며, 이때의 목표값을 로딩하는 단계에 해당한다. 전술한 비행시험 데이터로부터 특정 비행상태에서 프로파일과 대비하기 위한 데이터를 포함하는 타겟 데이터를 선택하게 된다.

[0037] 실시간 시뮬레이터로 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계(S400)는 정상상태에서 비행시험 데이터와 시뮬레이션 결과 데이터의 비교 및 오차 정정을 수행하기 전 시뮬레이터에서 정상상태를 찾아가기 위한 단계에 해당한다. 전술한 바와 같이, 비행영역 및 비행상태에 따라 방대한 데이터가 획득되며, 이때, 수치적 비교 또는 검증을 위하여 고도, 속도 등에 따른 정상상태인 경우에 그 비교결과가 의미있게 된다. 따라서 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태인 정상상태 조건으로 만들게 된다. 이때 과도상태를 거쳐 정상상태로 이루어지는데, 정상상태의 신속한 도출을 위하여 실시간 시뮬레이션의 갱신률인 60Hz과 관계 없이 독립적으로 계산되는 Trim 쓰레드 기법이 적용될 수 있다. 이에 대하여는 차후 도 7을 참조하여 상세히 설명하도록 한다.

[0038] 수치해석단계(S500)는 정상상태 조건에 해당하는 경우 각각의 파라미터를 조절하여 타겟 값에 도달되는 파라미터값을 선정하도록 반복적인 계산이 수행되는 단계이다. 수치해석단계(S500)는 Newton-Rapshon 의 Root Finding 수행하는 단계(S510), 파라미터가 허용범위에 해당여부 판단단계(S520), 파라미터 갱신단계(S530)를 포함할 수 있다. 수치해석단계(S500)는 도 4에 도시된 바와 같이 Newton-Rapshon Root Finding 방법으로 수행되어 반복적으로 파라미터 값을 찾아갈 수 있도록 구성될 수 있다. 이때, 파라미터 값이 Tolerance 내에 해당하는 경우 해당 시험점에서 오차 보정을 위한 파라미터 값을 찾게 되며, Tolerance 내에 해당하지 않는 경우 오차 값이 줄어드는 경향을 갖도록 파라미터를 갱신한 뒤 계산이 반복수행되어 결국 파라미터값이 수렴할 수 있게 된다. 한편, 이때에도 전술한바와 같이, 실시간 시뮬레이터의 갱신률과 독립적으로 CPU의 성능을 최대한 활용하여 신속하게 해석결과를 도출할 수 있도록 별도의 쓰레드 기법이 적용될 수 있다. 한편, 이때 Newton-Rapshon Root Finding 을 수행하기 위한 알고리즘은 널리 사용되는 것이므로 더 이상의 상세한 설명은 생략한다.

[0039] 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계(S600)는 전술한 파라미터값이 수렴하는 경우 해당 시험점에서 파라미터 값을 저장하는 단계에 해당한다.

[0040] 모든 실험점에서 만족여부를 판단하는 단계(S700)는 복수의 정상상태 중 각각의 시험점에서 전술한 수치해석이 수행되며, 파라미터 값이 저장되고, 이러한 반복계산이 비행영역의 모든 실험점에서 수행이 완료되었는지를 판단하는 단계에 해당한다. 이때 모든 실험점에서 수행이 완료되면 절차를 종료하고, 하나라도 만족하지 못하는 경우 해당 시험점에서 수렴된 파라미터 값을 찾을 수 있도록 정상상태를 갱신하는 단계(S800), 즉 수렴된 파라미터 값을 찾지 못한 시험점으로 갱신된 후 수치해석단계(S500)가 재수행될 수 있다.

[0041] 도 5는 실험점을 도시한 도면이다. 전술한 바와 같이, 밀도고도 및 속도 에 따른 복수의 시험점이 나타나 있다. 이러한 시험점을 설정하며, 시험점 설정시 각 지점의 간격을 좁게 설정하면 보다 정밀한 튜닝이 이루어질 수 있게 된다. 이와같이 전 비행영역의 복수의 시험점, 즉 복수의 정상상태에 대한 튜닝이 완료되면 비행성능 튜닝작업이 완료된다.

[0042] 도 6은 정상상태 조건 계산용 쓰레드의 설계 순서도이다. 도시된 바와 같이, 정상상태 조건 계산용 쓰레드의 설계는, 실시간 시뮬레이션에서 갱신률인 60Hz에 구속되지 않도록 별도로 구축하여 실시간이 아닌 CPU의 최대 성능에서 정상상태조건, 즉 Trim Condition을 계산하도록 루프가 설계될 수 있다. 각각의 정상상태조건을 찾는 과정에서 실시간으로 수행되는 경우 비행영역의 전 구간에서 튜닝작업이 이루어지므로, 전체 튜닝작업시 정상상태 조건을 찾기 위해 방대한 시간이 소비되는 것을 방지하기 위함이다.

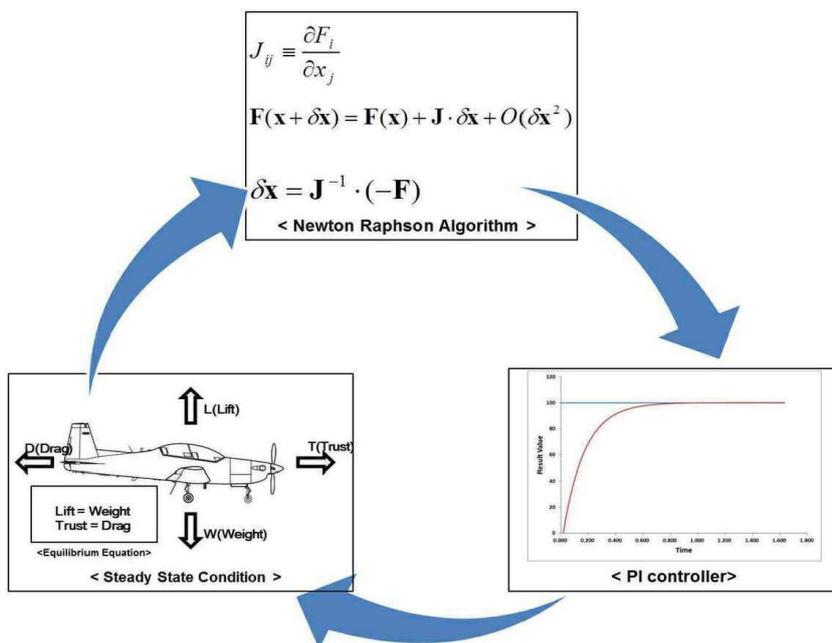
[0043] 전술한 바와 같이, 본 발명에 따른 시뮬레이터의 비행성능 튜닝방법은 비행시험 데이터로부터 획득된 타겟 데이터에 근접하도록 시뮬레이터의 각 파라미터를 수치해석적으로 계산하여 근사화시킬 수 있고, 신속하게 계산이 가능하므로 작업의 속도 및 정밀도를 높일 수 있는 효과가 있다.

부호의 설명

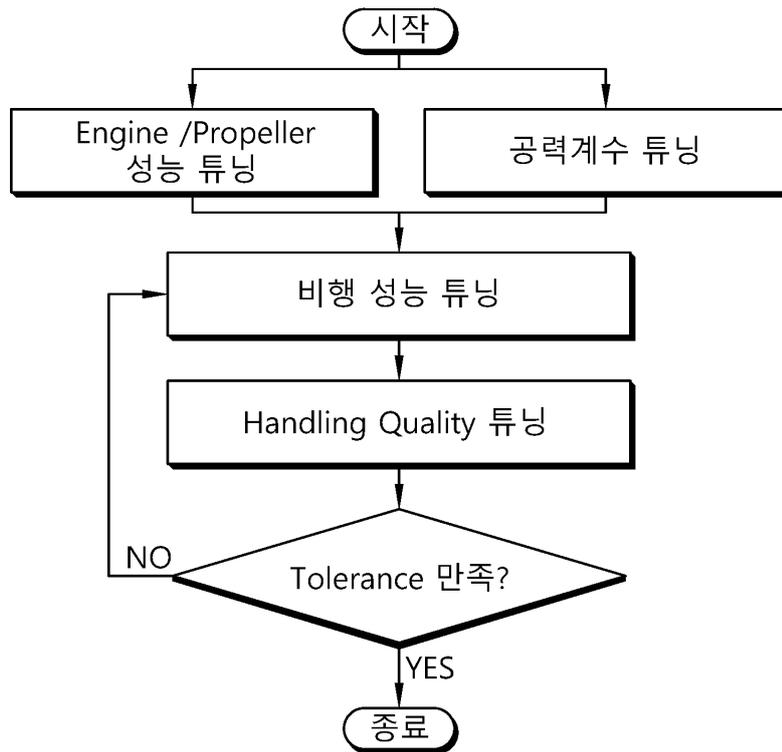
- [0044] S100: 항공기의 운용으로부터 획득된 비행시험 데이터를 로딩하는 단계;
- S200: 실시간 시뮬레이터로 시뮬레이션의 수행시 복수의 파라미터에 따른 복수의 프로파일의 변화량 행렬을 설정하는 단계;
- S300: 항공기의 특정 비행상태에서 타겟 데이터를 선택하는 단계;
- S400: 실시간 시뮬레이터로 항공기의 모델의 시뮬레이션을 수행하여 특정 비행상태에서 시뮬레이션 결과 데이터를 도출하는 단계;
- S500: 수치해석단계;
- S510: Newton-Raphson 의 Root Finding 수행
- S520: 파라미터가 허용범위에 해당여부 판단
- S530: 파라미터 갱신
- S600: 최종 갱신된 복수의 파라미터를 저장하는 단계
- S700: 모든 실험점에서 만족여부 판단
- S800: 정상상태 갱신

도면

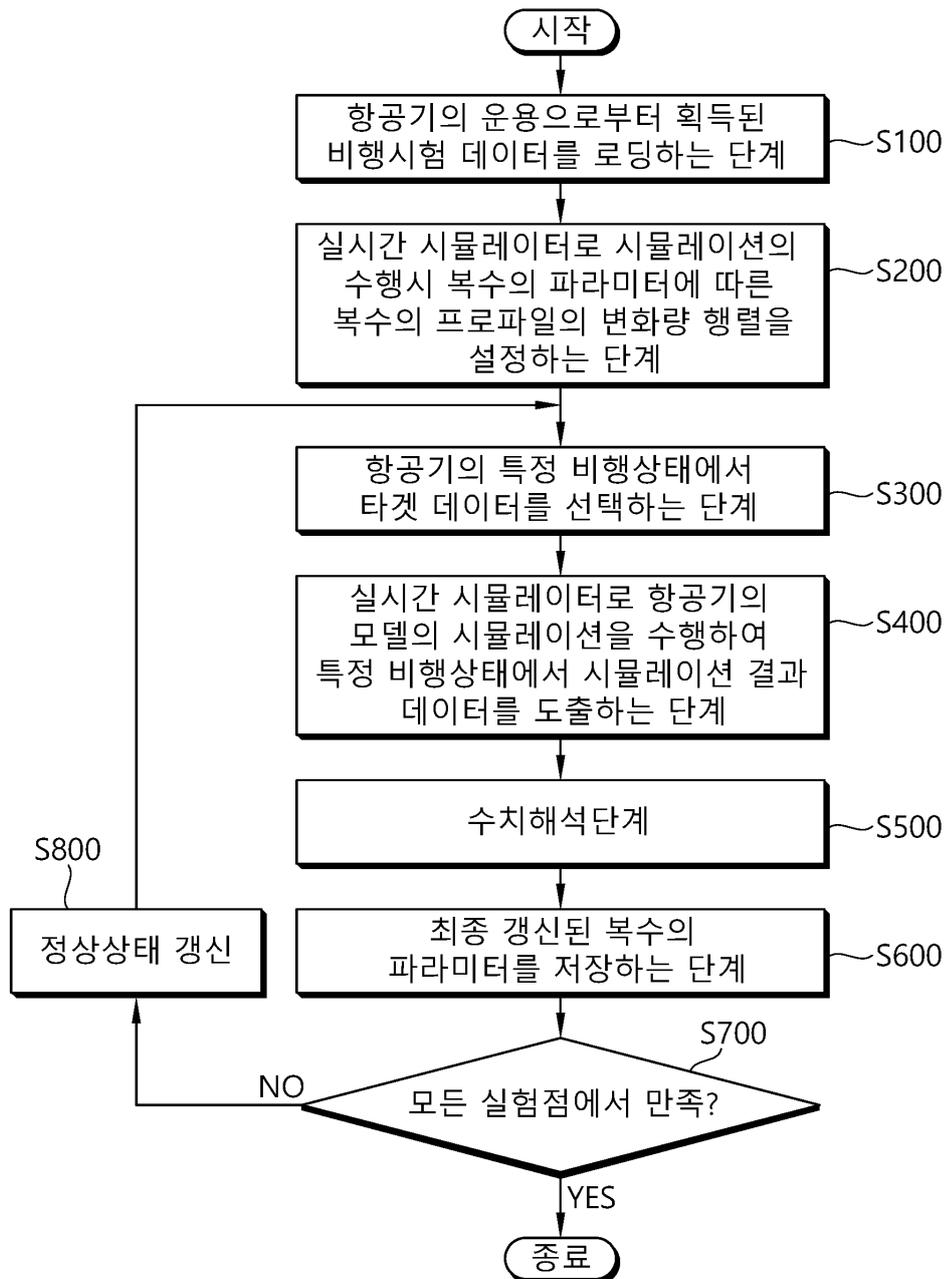
도면1



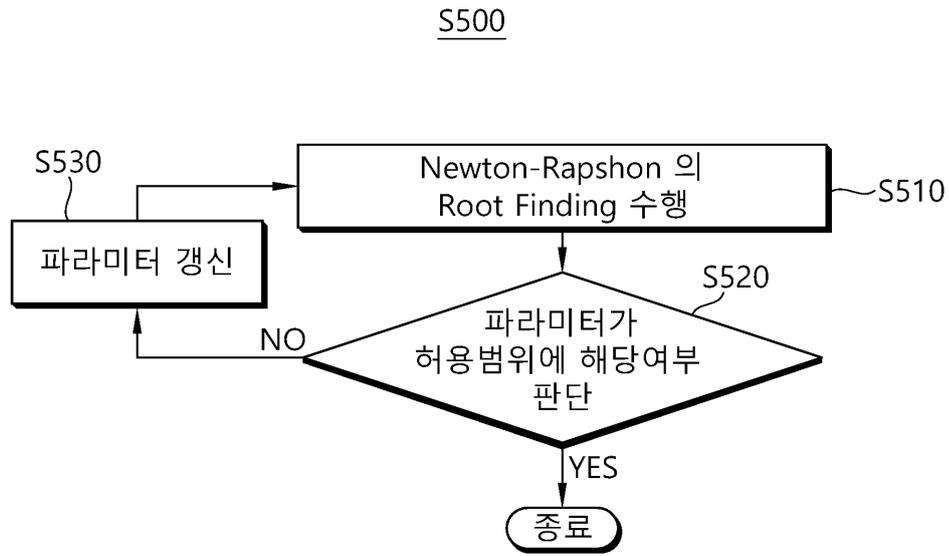
도면2



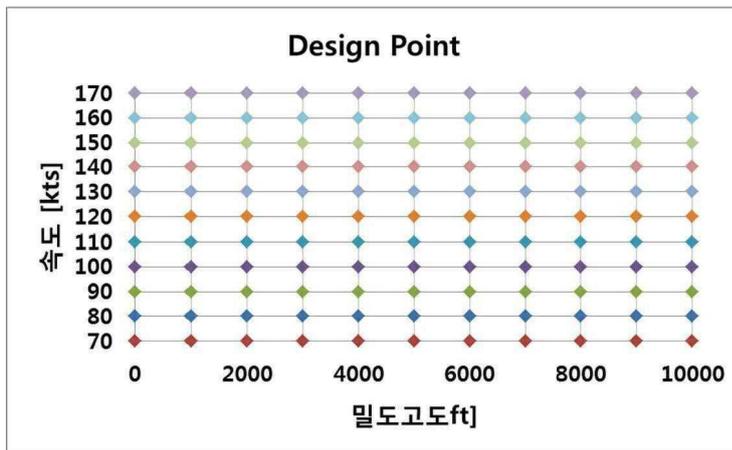
도면3



도면4



도면5



도면6

