(12) 특허협력조약에 의하여 공개된 국제출원

(19) 세계지식재산권기구
국제사무국

(43) 국제공개일
2013 년 9 월 26 일 (26.09.2013)

WIPO | PCT

(10) 국제공개번호
WO 2013/141605 A1

(51) 국제특허분류:
G08G 5/06 (2006.01) *G01S 17/06* (2006.01)
G01S 17/88 (2006.01) *B64F 1/12* (2006.01)

(21) 국제출원번호: PCT/KR2013/002301

(22) 국제출원일: 2013 년 3 월 20 일 (20.03.2013)

(25) 출원언어: 한국어

(26) 공개언어: 한국어

(30) 우선권정보:
10-2012-0028586 2012 년 3 월 21 일 (21.03.2012) KR

(71) 출원인: (주)안세기술 (ANSE TECHNOLOGIES CO., LTD.) [KR/KR]; 152-740 서울시 구로구 디지털로 26 길 5, 에이스하이엔드타워 701 호, Seoul (KR).

(72) 발명자: 이기창 (LEE, Kichang); 415-767 경기도 김포시 풍무동 유현마을 현대프라임빌아파트 217 동 1404 호, Gyeonggi-do (KR).

(74) 대리인: 진천웅 (JIN, Cheonwoong) 등; 135-855 서울시 강남구 도곡동 423-5 덕영빌딩 4 층, Seoul (KR).

(81) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 국내 권리의 보호를 위하여): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

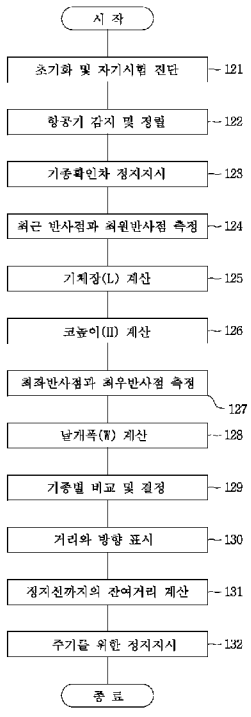
(84) 지정국 (별도의 표시가 없는 한, 가능한 모든 종류의 역내 권리의 보호를 위하여): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 유라시아 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 유럽 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[다음 쪽 계속]

(54) Title: SYSTEM AND METHOD FOR AIRCRAFT TYPE IDENTIFICATION AND DOCKING GUIDANCE

(54) 발명의 명칭 : 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법

[Fig. 3]



AA...Start
121...Initialisation and self-test diagnostics
122...Aircraft detection and alignment
123...Aircraft type identifier stop instruction
124... Nearest reflection point and furthest reflection point measurement
125... Fuselage length (L) calculation
126... Nose height (H) calculation
127... Left-most reflection point and right-most reflection point measurement
128... Wing width (W) calculation
129... Aircraft type composition and determination
130... Distance and orientation display
131... Remaining distance to stop line calculation
132... Stop instruction for docking
BB... End

(57) Abstract: The present invention relates to a system and method for aircraft type identification and docking guidance, and, more specifically, relates to a system and method for aircraft type identification and docking guidance, for identifying aircraft type and leading and guiding the aircraft to a precise docking position automatically, by using a laser beam.

(57) 요약서: 본 발명은 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법에 관한 것이며, 더욱 상세하게는, 레이저 빔을 이용하여 자동적으로 항공기의 기종을 판별하고 정확한 주기위치로 안내 및 유도하기 위한 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법에 관한 것이다.

WO 2013/141605 A1

공개:

— 국제조사보고서와 함께 (조약 제 21 조(3))

명세서

발명의 명칭: 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법

기술분야

[1] 본 발명은 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법에 관한 것이며, 더욱 상세하게는, 공항에 항공기가 착륙하여 탑승교각이 설치된 해당 탑승구 장소로 주행하여 진입하는 경우에, 시각주기유도시스템(VDGS)에서 레이저 빔을 이용하여 자동적으로 항공기의 기종을 판별하고, 정확한 주기위치로 안내 및 유도할 수 있는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법에 관한 것이다.

배경기술

[2] 공항 비행장에서는 시각 주기 유도 시스템(VDGS: Visual Docking Guiding System)장치가 실용화되어 자동적으로 항공기를 주기(駐機)위치에 유도할 수 있다.

[3] 그러나, 항공기가 주기위치에 위치하기 전까지는 항공기 유도원이 항공기를 정확한 위치에 유도하기 위하여 항공기의 이착륙 때마다 수동 신호에 의하여 항공기를 유도하고 있다.

[4] 그러나, 이러한 수동적인 유도방법은 항공기 회사에서 항공기 유도용역 서비스를 제공하는 용역회사에 상당액의 인건비를 지불하여야 하기 때문에 비경제적일뿐 아니라, 이른 새벽이나 심야에 이착륙하는 경우 등에는 인력 확보에도 어려움이 많았다.

[5] 이러한 불편을 해결하기 위하여, 영상 카메라와 이미지 처리장치를 사용한 항공기의 전자식 시각주기유도시스템(VDGS)이 개발되어, 무인 방식에 의해 자동적으로 항공기를 유도할 수 있게 되었다.

[6] 그러나, 이와 같이 영상 카메라와 이미지 처리장치를 사용하는 종래의 영상이미지 처리방식은 영상 카메라를 사용하여 항공기의 영상 이미지를 추출하고, 기준 이미지 데이터와 이미지 패턴을 비교하기 때문에, 안개가 심하게 끼었거나, 극심한 우천, 우박 등의 악천후 및 역광 등과 같은 환경적 요인에 의하여 정확한 이미지 추출이 어려운 경우에는 판별이 잘 되지 않게 되는 문제점과, 판정오류가 자주 발생하게 되는 등의 취약점을 가지고 있는 문제점이 있다.

발명의 상세한 설명

기술적 과제

[7] 본 발명은 상기와 같은 문제점을 해결하기 위해 안출한 것으로서, 본 발명의 목적은 레이저 빔을 수직, 수평으로 발사해 항공기를 스캐닝하여 항공기까지의 거리와 길이, 높이 등을 측정하고, 필요한 대수계산을 행하여 원하는 정보를

산출한 후, 저장되어 있는 기종별 항공기 규격 데이터베이스(DB)와 비교하여 항공기의 기종을 판별함으로써, 악천후 등과 같은 환경적 요인에 관계없이 작동률을 높이고 오류를 감소시킬 수 있는 레이저 방식의 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법을 제공하고자 함에 있다.

과제 해결 수단

[8] 상기 목적을 달성하기 위해서 본 발명은, 레이저 빔을 발사하여 항공기에 부딪혀 반사되어 오는 신호로써 거리를 측정하고, 항공기의 각종 형태의 주요 부분의 규격을 측정하는 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치와, 각종 항공기의 정보가 저장되어 있으며, 항공기에 대한 정보를 삭제, 추가 및 갱신할 수 있는 기종 데이터 메모리와, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 측정된 정보와 상기 기종 데이터 메모리에 기설정된 정보를 비교하여 항공기의 종류나 모델을 판독하며, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치를 제어하는 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치를 포함하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템을 제공한다.

[9] 바람직하게, 상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에서 처리한 결과를 문자 및/또는 기호로써 항공기 조종사에게 시각적으로 제공하는 문자 디스플레이 장치를 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[10] 바람직하게, 상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 공항에 진입하는 항공기의 실물 이미지를 촬영하는 영상 카메라와, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 영상 카메라에 의해 생성된 영상 이미지를 수신하여 항공기 조종사 등이 시각적으로 항공기의 진입 상태를 볼 수 있도록 조종사 안내표시기에 구비된 영상 디스플레이장치를 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[11] 바람직하게, 상기 디스플레이 장치는 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에서 처리한 결과를 문자와 기호로 항공기 조종사에게 시각적으로 표시하여 제공할 수 있도록 조종사 안내표시기에 구비된 문자 디스플레이 장치를 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[12] 바람직하게, 상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은 비상 시 또는 필요 시에 무인자동조작 대신 조작자가 수동으로 버튼조작에 의하여 디스플레이를 통해 항공기 조종사에게 지시할 수 있는 수동조작 제어패널을 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[13] 바람직하게, 상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 공항 내의

종합운영시스템과 상호 접속되어, 공항종합정보를 수신받거나, 도출된 결과 및 운영상태를 종합운영시스템으로 송출할 수 있는 외부시스템 통신접속 인터페이스를 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[14] 바람직하게, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치는 항공기로 레이저 빔을 발생시키는 레이저발생 소스소자와, 항공기에 의해 반사되어 수신되는 레이저 빔을 감지하는 레이저신호 수신소자와, 상기 레이저신호 수신소자와 레이저발생 소스소자를 제어하며, 상기 레이저발생 소스소자에서 레이저 빔을 발사한 시각과 상기 레이저신호 수신소자에서 수신된 시각과의 차이를 측정하여 항공기의 거리를 측정하고, 수신신호가 약한 경우에 이를 적절한 레벨로 증폭하는 레인지 파인더 회로를 포함하는 것을 특징으로 한다.

[15] 바람직하게, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치는 상기 레이저발생 소스소자에 구비되어 레이저 빔을 항공기에 수직 방향으로 송출할 수 있도록 구비된 수직미러와, 상기 레이저발생 소스소자에 구비되어 레이저 빔을 항공기에 수평 방향으로 송출할 수 있도록 구비된 수평미러와, 상기 수직미러의 미러각을 조절하기 위해 상기 수직미러의 일측에 구비된 수직스텝모터와, 상기 수평미러의 미러각을 조절하기 위해 상기 수평미러의 일측에 구비된 수평스텝모터와, 상기 수직스텝모터와 수평스텝모터의 회전을 제어하는 스텝모터제어회로를 더 포함하는 것을 특징으로 한다.

[16] 바람직하게, 상기 레이저발생 소스소자에서 발생되는 레이저 빔은 900nm의 파장을 갖는 것을 특징으로 한다.

[17] 바람직하게, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치가 측정한 항공기와의 거리를 가지고 항공기의 날개 폭, 기체장 및 코끝 높이의 3 가지 정보를 산출하여, 상기 기종 데이터 메모리에 기설정된 정보와 상기 산출된 3 가지 정보를 비교하여 항공기의 종류 또는 모델을 판독하는 것을 특징으로 한다.

[18] 바람직하게, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는 항공기의 최좌측반사점과 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하여 상기 날개 폭을 산출하고, 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하고, 최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기의 기체장을 산출하고, 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하여 코끝 높이를 산출하는 것을 특징으로 한다.

[19] 바람직하게, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는 항공기의 최좌측반사점 또는 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하여 두 배값으로써 상기 날개 폭을 산출하고, 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하고, 최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기의 기체장을 산출하고, 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하여 코끝 높이를 산출하는 것을 특징으로 한다.

[20] 한편, 본 발명은 레이저 빔으로써 항공기의 각 부분에 대한 거리를 측정하는

수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치와, 각종 항공기의 정보가 저장되어 있는 기종 데이터 메모리와, 항공기의 종류나 모델을 판독하는 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치를 포함하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템에 있어서, 상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템을 초기화하는 제1단계와, 이 후, 항공기가 활주로를 경유하여 탑승구로부터 기설정된 거리에 도달하면 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기의 진입을 감지하는 제2단계와, 이 후, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기를 수직선상에 정렬시키고 정지시키는 제3단계와, 이 후, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기의 거리 및 각도를 측정하는 제4단계와, 이 후, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치로써 상기 측정된 항공기의 거리 및 각도를 이용하여 항공기의 정보를 산출하는 제5단계와, 이 후, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치로써 상기 기종 데이터 메모리에 저장되어 있는 정보를 비교하여 항공기의 기종이나 모델을 판독하는 제6단계와, 이 후, 상기 판독된 항공기의 기종에 따라 주기위치를 산출하는 제7단계와, 이 후, 상기 산출된 주기위치에 항공기를 정지시키는 제8단계를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 방법을 제공한다.

[21] 바람직하게, 상기 제3단계는 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최원반사점인 수직 뒷날개의 수평각과, 최근반사점인 항공기 코끝의 수평각을 측정하는 제3-1단계와, 이 후, 상기 수직 뒷날개의 수평각과 항공기 코끝의 수평각으로써 항공기의 진행방향이 좌편향인지 우편향인지 또는 정확한 방향인지를 분석하는 제3-2단계와, 이 후, 상기 수직 뒷날개의 수평각과 항공기 코끝의 수평각 값이 일치하면, 항공기를 정지시키는 제3-3단계를 포함하는 것을 특징으로 한다.

[22] 바람직하게, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최좌측반사점과 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하는 제4-1단계와, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하고, 최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와 수직각도를 측정하는 제4-2단계와, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하는 제4-3단계를 포함하는 것을 특징으로 한다.

[23] 바람직하게, 상기 제5단계는 상기 제4-1단계에서 측정된 값을 가지고 날개 폭을 산출하는 제5-1단계와, 상기 제4-2단계에서 측정된 값을 가지고 항공기의 기체장을 산출하는 제5-2단계와, 상기 제4-3단계에서 측정된 값을 가지고 항공기의 코끝 높이를 산출하는 제5-3단계를 포함하는 것을 특징으로 한다.

발명의 효과

[24] 본 발명에 의하면, 항공기의 물리적인 규격 중에서 상호 식별력이 있는 3 개 정도의 중요한 규격을 산출하여, 불과 5 ~ 15초 이내에 항공기의 기종을 식별해 낼 수 있으므로, 신속하고 실시간으로 항공기의 기종판별 및 주기유도시스템을 운영할 수 있는 효과가 있다.

[25] 또한, 본 발명은 레이저 빔 방식에 의하여 측정하기 때문에, 환경적 요인에 관계없이 사용 가능하고, 측정오차도 적으며, 별도의 조명이 없이도 정확한 동작이 수행될 수 있는 효과가 있다.

도면의 간단한 설명

[26] 도 1은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템을 간략하게 도시한 전체 블록도.

[27] 도 2는 도 1에 도시된 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치의 구성을 상세하게 도시한 도면.

[28] 도 3은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 감지, 기종판별 및 주기유도를 행하기 위한 종합적인 소프트웨어 알고리즘을 간략하게 보여주는 플로우차트.

[29] 도 4는 항공기 기종을 판별하고자 할 때 항공기가 본 발명의 일실시예에 따른 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에 대하여 수직선상에 일렬로 정렬된 상태를 확인하기 위한 수직 뒷날개 수평각과 코끝의 수평각정의를 보여주는 도면.

[30] 도 5는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법을 이용하여 기동판별을 하는 경우에 제반 각도명세를 보여주고, 항공기의 날개 폭을 측정하고 계산해내는 원리를 보여주는 도면.

[31] 도 6은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법을 이용하여 항공기의 코끝의 높이를 측정하고 계산하는 원리와, 항공기의 코끝으로부터 수직 뒷날개까지의 거리인 기체장을 측정하고 계산하는 원리를 보여주는 도면.

[32] 도 7a, 도 7b, 도 7c는 도 3의 플로우차트를 더욱 상세하게 나타낸 플로우 차트.

발명의 실시를 위한 최선의 형태

[33] 이하, 본 발명의 바람직한 실시예는 첨부된 도면을 참조하여 상세하게 설명한다.

[34] 특별한 정의가 없는 한 본 명세서의 모든 용어는 당업자가 이해하는 용어의 일반적인 의미와 동일하고, 만약 본 명세서에서 사용된 용어가 당해 용어의 일반적인 의미와 충돌하는 경우에는 본 명세서에 사용된 정의에 따른다.

[35] 다만, 이하에 기술될 발명은 본 발명의 실시예를 설명하기 위한 것일 뿐 본 발명의 권리범위를 한정하기 위한 것을 아니며, 명세서 전반에 걸쳐서 동일하게 사용된 참조번호들은 동일한 구성요소들을 나타낸다.

[36] 본 발명은 공항에 항공기가 착륙하여 탑승교각이 설치된 해당 탑승구 장소로 주행하여 진입하는 경우에, 레이저 빔을 이용하여 자동적으로 항공기의 기종을

판별하고 정확한 주기위치로 안내 및 유도하기 위한 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법에 관한 것이다.

[37] 즉, 본 발명은 레이저 방식의 시각 주기 유도 시스템을 이용하여, 접현(입항)하는 항공기의 종류와 기종을 식별할 수 있으며, 또한, 비교적 짧은 시간 내에 실시간으로 항공기의 기종정보를 정확하게 식별하여, 공항 관리부서의 관제 시스템에 제공함으로써 해당 항공기 기종에 적합하게 탑승교각의 입구 위치와 높이 등을 적절하게 제어할 수 있는 기술적 특징을 제공한다.

[38] 이러한 본 발명의 기술적 특징을 신속 및 정확하게 제공하기 위해서는, 접현하는 항공기의 기종을 기후, 또는 주야 등 환경적 조건에 관계없이 항상 신속하고 정확하게 판별하는 것이 가장 중요하다.

[39] 따라서, 항공기의 물리적인 규격 중에서 최소 개수의 기종별 식별력이 있는 핵심 항목의 정보를 레이저 스캐닝에 의하여 가급적 신속히 획득하여 정확하게 판별해 내는 기술이 필요하다.

[40] 이하, 본 발명의 바람직한 실시예를 도면을 참조하여 상세하게 설명한다.

[41] 도 1은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템을 간략하게 도시한 전체 블록도이다.

[42] 도 1을 참조하면, 본 발명의 일실시예에 따른 데이터 분석 판정 알고리즘 처리장치(2)는 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1), 기종 데이터메모리(3), 조종사 안내표시기에 구비된 문자 디스플레이장치(4)와 영상 디스플레이장치(8), 이동탑승교에 설치된 수동조작 제어패널(5), 외부시스템 통신접속 인터페이스(6) 및 영상카메라(7)가 각각 연결될 수 있다.

[43] 여기서, 전원부(9)는 상기 각각의 구성요소가 정확하고 안정된 동작을 하도록 필요한 전원들을 공급하고 있다.

[44] 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1)는 레이저 빔을 발사하여 항공기에 부딪혀 반사되어 오는 신호로써 거리를 측정하고, 항공기의 주요 부분의 규격을 측정한다.

[45] 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)는 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1)에서 측정된 정보를 가지고 계산함으로써 항공기의 종류나 모델을 판독할 수 있다.

[46] 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)는 후술할 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치(1)에 구비된 스텝모터(114, 115)와 레이저 발생장치를 실제로 제어하고 조정하며, 레이저 빔 반사신호를 수신하여 데이터를 저장하고 분석하며, 기종식별을 위한 판정을 하는 알고리즘을 포함하는 핵심부분이다.

[47] 또한, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)는 판정결과를 후술할 조종사 안내표시기의 디스플레이 장치(4, 8)에 출력하고 외부 시스템과의 데이터 교환을 관리한다.

[48] 상기 기종 데이터 메모리(3)는 각종 항공기의 규격과 특징들에 대한 요소들을

사전에 저장하여 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)가 기종인식 판정을 하는데 필요한 비교자료를 제공하는 기억장치로서, 필요에 따라 항공기에 대한 정보를 삭제, 추가 및 갱신할 수 있다.

[49] 상기 문자 디스플레이 장치(4)는 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)에서 처리한 결과를 문자 및/또는 기호로써 항공기 조종사에게 시각적으로 표시하여 지시할 수 있는 표시장치이다.

[50] 상기 수동조작 제어패널(5)은 비상 시 또는 필요 시에 무인자동조작 대신 조작자가 수동으로 버튼조작에 의하여 디스플레이를 통해 항공기 조종사에게 지시할 수 있는 조작장치이다.

[51] 상기 외부시스템 통신접속 인터페이스(6)는 미도시된 공항 내의 종합운영시스템과 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도시스템을 상호 접속하게 하며, 공항종합정보를 입수하거나 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도시스템에서 도출된 결과 및 운영상태를 공항 정보장치로 송출할 수 있는 통신 인터페이스 장치이다.

[52] 상기 영상 카메라(7)는 상업용 비디오 영상 카메라로 구성될 수 있으며, 진입하는 항공기의 실물 이미지를 촬영하여 생성된 영상 이미지를 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치(2)의 제어를 거쳐 상기 영상 디스플레이장치(8)로 송신하여 항공기 조종사 등이 시각적으로 항공기의 진입 상태를 간편하게 감시할 수 있게 하는 장치이다.

[53] 상기 영상 디스플레이장치(8)는 비디오 영상을 표시하는 일반적인 LED, LCD 또는 PDP 등의 비디오 디스플레이 장치이다.

[54] 도 2는 도 1에 도시된 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1)의 구성을 상세하게 도시한 도면이다.

[55] 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치(1)는 수직 및 수평 방향으로 구비된 두 개의 정밀한 스텝모터(114, 115)와 두 개의 미러(117, 118)를 사용하여 상기 생성된 레이저 빔을 수직/수평으로 스캔하여 정면으로 발사할 수 있게 함으로써 전면에 존재하는 항공기를 감지하고 거리를 측정할 수 있다.

[56] 구체적으로, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치(1)에서는 입력부로서 레이저신호 수신소자(112)와, 출력부로서 레이저발생 소스소자(111)를 포함하고 있다.

[57] 상기 레이저발생 소스소자(111)는 프론트엔드(front-end) 장치의 구성요소이며, 900nm의 파장을 가진 클라스 1 레이저 빔(Class 1 razer beam)을 생성하는 것이 바람직하다.

[58] 상기 레이저신호 수신소자(112)는 항공기에 의해 반사되어 수신되는 레이저 빔을 감지한다.

[59] 상기 레이저발생 소스소자(111) 및 레이저신호 수신소자(112)가 연결된 레이저 레인지 파인더 회로(Laser Range Finder Circuit; 113)는 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치(1)의 제어장치로서, 미도시된 CPU의 지시를 받아 상기

레이저발생 소스소자(111) 및 레이저신호 수신소자(112)를 제어하고 입출력 신호를 처리한다.

[60] 또한, 상기 레이저 레인지 파인더 회로(113)는 상기 레이저발생 소스소자(111)에서 레이저 빔을 발사한 시각과 레이저신호 수신소자에서 수신된 시각과의 차이를 측정하여, 항공기의 거리를 측정하고 수신신호가 약한 경우에 이를 적절한 레벨로 증폭하며, 상기 CPU로부터 제어신호를 받아들이고 처리된 결과를 CPU로 출력한다.

[61] 한편, 상기 레이저발생 소스소자(111)는 수직미러(117)를 매개로 수직스텝모터(114)가 연결되며, 수평미러(118)를 매개로 수평스텝모터(115)가 연결되도록 구성되어 있다.

[62] 상기 수직스텝모터(114) 및 수평스텝모터(115)는 CPU 제어를 받아 수직 및 수평으로 정밀하게 회전하며, 상기 수직스텝모터(114) 및 수평스텝모터(115)에 각각 부착된 수직미러(117) 및 수평미러(118)에 의해 레이저 빔을 수직 및 수평으로 송출하여 항공기을 2 차원으로 스캐닝을 하게 된다.

[63] 한편, 스텝모터 제어회로(116)는 CPU의 제어신호를 받아 상기 수직스텝모터(114) 및 수평스텝모터(115)가 적절한 회전을 하도록 신호를 변환하고 인터페이스를 한다.

[64] 따라서, 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은 레이저 빔을 발사하여 항공기에 부딪혀 반사되어 오는 신호로써 항공기의 거리를 측정하고, 항공기의 각종 형태의 주요 부분의 규격을 계산함으로써 항공기의 종류나 모델을 판독할 수 있으며, 또한, 영상 카메라와 대형 영상 디스플레이 장치를 설치하여 항공기 조종사가 문자 디스플레이 장치에 추가하고 보완적으로 항공기의 실제 진입상태를 영상 이미지로 육안으로도 손쉽게 관측할 수 있다.

[65] 한편, 경우에 따라서, 본 발명은, 상기 레이저발생 소스소자(111)와 레이저 신호 수신소자(112)를 이용하여 항공기의 좌측 또는 우측 반사점만을 측정하고, 즉, 우측 또는 좌측 반사점을 측정하지 아니하고, 측정값에 2 배값을 수행하여 날개폭 값을 계산해낼 수도 있다.

[66] 도 3은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 감지, 기종판별 및 주기유도를 행하기 위한 종합적인 소프트웨어 알고리즘을 간략하게 보여주는 플로우차트이다.

[67] 본 발명은 레이저 빔을 발사하여 항공기에 부딪혀 반사되어 오는 수신신호를 측정하여 거리와 방향을 측정하는 레이저 스캐닝 및 레인징(Laser Scanning & Ranging) 시스템을 제공한다.

[68] 바람직하게, 항공기 전체를 스캐닝하지 않고, 항공기의 특정한 일부 부분, 예를 들어 항공기 코끝까지의 거리와 수직각도, 맨 왼쪽 및 맨 오른쪽의 날개 끝의 점에 대한 거리와 수평각도, 수직 뒷날개의 거리만을 스캐닝하여 항공기의 기종과 모델을 설정치와 비교해 항공기의 기종을 판별하고, 항공기의 주기를

위한 진입 안내 및 유도를 자동적으로 표시판에 지시할 수 있게 할 뿐 아니라, 영상 카메라와 디스플레이 장치를 사용해 항공기 조종사가 실제의 진입 이미지를 직접 시청할 수 있게 하여 편의성을 증진시킬 수 있다.

[69] 바람직하게, 항공기의 날개 폭, 기체장 및 코끝의 높이의 3가지 항목으로 항공기의 기종을 판별할 수 있는 것이다.

[70] 구체적으로, 항공기의 최좌측반사점과 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하여 날개 폭의 길이를 계산해내고, 항공기의 최근점(코끝)의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기 코/끝의 높이를 계산해내며, 항공기의 최근반사점(코끝)의 거리와 수직각도를 측정하고 최원반사점(수직 뒷날개)의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기 기체장을 계산할 수 있다.

[71] 이를 수행하기 위해, 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 방법은, 프로그램을 시작하여 각종 초기화를 행하고, 업무를 수행하기 전에 하드웨어와 소프트웨어 시스템에 대하여 자기진단과 시험을 행한다(S121).

[72] 이 후, 활주로를 경유하여 착륙한 항공기가 배정된 탑승구로 진입할 때에, 상기 항공기가 탑승구로부터 기설정된 근접한 거리, 예를 들어 약 100여 미터의 거리에 도달하면, 항공기의 진입을 감지하고, 시각주기유도시스템에 대하여 항공기가 수직선상에 정렬이 되도록 방향 지시 등의 작업 절차를 행할 수 있다(S122).

[73] 이 후, 적합한 거리에서 방향 정렬이 완료되면, 항공기의 기종 확인을 위해 정지하라는 지시를 항공기 조종사에게 제공한다(S123).

[74] 이 후, 항공기가 정지하면, 최근반사점(Nearest Reflection Point)과 최원반사점(Farthest Reflection Point)에 대한 거리와 방향을 측정하고(S124), 이 후, 측정된 값에 의해 기하학적 공식에 따라 기체장 값인 L을 계산하고(S125), 이 후, 항공기 코끝의 높이(Nosal Height) 값인 N을 기하학적 공식에 따라 계산하고(S126)한다.

[75] 이 후, 최좌반사점(Leftmost Reflection Point)과 최우반사점(Rightmost Reflection Point)을 측정하고(S127), 이 후, 측정된 두 점의 거리와 각도를 사용하여 기하학적으로 항공기의 날개 폭(Wing Span) 값인 W를 계산한다(S128).

[76] 물론, 이러한 측정 및 계산 순서는 상기 순서에 구속됨이 아님은 자명하다.

[77] 이 후, 상기 단계에서 계산한 값들인 L(기체장), N(코끝 높이), W(날개 폭)의 3가지 요소를 기종 데이터 메모리(3)에 들어 있는 기종별 데이터와 비교, 검색하여 3 요소가 모두 합치하는 기종을 찾아내고 결정한다(S129).

[78] 이렇게 기종판별이 완료되면, 항공기를 탑승구 앞의 정지선까지 유도하는 절차에 들어가는데, 다시 항공기의 코끝의 위치를 찾아내고 거리와 방향을 표시한다(S130).

[79] 이 후, 측정된 현재 항공기의 코끝의 거리 값에서 각 기종별로 정해져 있는 정지선의 거리정보를 차감하는 계산이 수행되며, 산출된 거리값을

디스플레이를 통해 항공기 조종사에게 알려주고(S131), 상기 거리값이 0이 되는지를 조사해서 0이 되는 순간 주기를 위해 정지(STOP for DOCKING)하라는 표시를 디스플레이에 출력한다(S132).

[80] 이로써 기종확인 및 주기유도 절차가 종료되게 된다.

[81] 도 4는 항공기 기종을 판별하고자 할 때 항공기가 본 발명의 일실시예에 따른 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1)에 대하여 수직선상에 일렬로 정렬된 상태를 확인하기 위한 수직 뒷날개 수평각과 코끝의 수평각정의를 보여주는 도면이다.

[82] 구체적으로, 도 4는 항공기 기종을 판별하고자 할 때, 정확하고 신속한 판별을 위하여 항공기가 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치(1)에 대하여 수직으로 일직선 상에 정렬된 상태인 것을 확인하는 절차로서, 레이저 신호의 최원반사점인 수직 뒷날개의 수평각 α_T와, 최근반사점인 항공기 코끝의 수평각 α_N에 대한 정의를 보여주는 도면이다.

[83] 도 5는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법을 이용하여 기동판별을 하는 경우에 제반 각도명세를 보여주고, 항공기의 날개 폭을 측정하고 계산해내는 원리를 보여주는 도면이다.

[84] 도 5를 참조하여 이를 상세히 설명하면,

[85] $W_{ing\ span} = w_1 + w_2 = D_1\sin\alpha_1 + D_2\sin\alpha_2 = \sqrt{D_1^2 - (R+r)^2} + \sqrt{D_2^2 - (R+r)^2}$

[86] 그런데, 만약 $D_1 = D_2 = D$, $w_1 = w_2 = w$, $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha$라고 하면,

[87] $\cos\alpha = \frac{R+r}{D}$ 이므로 $r = D\cos\alpha - R$ 이 되고,

[88] 날개 폭 $W = 2D\sin\alpha = 2\sqrt{D^2 - (R + D\cos\alpha - R)^2} = 2D\sqrt{1 - \cos^2\alpha}$ 가 되어,

[89] D 값과 R 값을 획득하면 sin 또는 cos의 삼각함수를 이용해 날개 폭 W을 계산해 낼 수 있다.

[90] 항공기의 기종이나 모델은 수십 개 내지 수백 개이므로, 한 개의 규격으로는 정확한 구별이 될 수 없다. 따라서, 다음 비교 항목으로서 항공기의 거리를 측정하고 항공기의 코끝의 높이를 계산해낸다.

[91] 구체적으로, 항공기의 코끝으로부터 수직 뒷날개까지의 거리를 기체장(Body Length)이라고 명명하고 이를 계산하여 이 3 가지 요소를 통하여 항공기의 기종과 모델명을 판별하는 알고리즘으로 결정한다.

[92] 도 6은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법을 이용하여 항공기의 코끝의 높이를 측정하고 계산하는 원리와, 항공기의 코끝으로부터 수직 뒷날개까지의 거리인 기체장을 측정하고 계산하는 원리를 보여주는 도면이다.

[93] 도 6을 참조하여 이를 상세히 설명하면, 레이저 발사점의 높이를 K, 코끝까지의 높이를 H 라고 하면,

[94] $K-H=R_N\sin\theta$가 되므로 $H=K-R_N\sin\theta$의 식으로부터 코끝의 거리 R_N과 각도 θ를

측정하면 코끝의 높이 H를 계산할 수 있다.

[95] 또한, 항공기 코끝까지의 정확한 직선거리를 R_{NOSE} 라고 하면 $R_{NOSE} = R_N \cos\theta$ 로 계산된다.

[96] 한편, 이하 동일한 도 6을 참조하여 기체장을 측정, 계산하는 원리를 설명한다.

[97] VDGS에서 측정한 데이터는 수직 뒷날개 위치인 최원반사점 T까지의 거리 R_T와, 수직 뒷날개에 대한 수직각도 β와, 최근반사점인 항공기 코끝 N까지의 거리 R_N과, 항공기 코끝에 대한 수직각도 θ이다.

[98] 본 발명에서 기체장이라고 정의, 명명한 길이는 NT 이다. 이 길이를 구하기 위하여 점 N으로부터 선분 MT 위에 수직선을 긋고 만나는 점을 X라고 하면

[99] . $\underline{NT}^2 = \underline{XN}^2+\underline{XT}^2=R_N^2\sin^2(\theta-\beta) + [R_T R_N\cos(\theta-\beta)]^2$

[100] $= R_N^2\sin^2(\theta-\beta)+ [R_T^2\ 2\ R_NR_T\cos(\theta-\beta) + R_N^2\cos^2(\theta-\beta)]$

[101] $= R_N^2\sin^2(\theta-\beta)+ R_N^2\cos^2(\theta-\beta) + R_T^2\ 2\ R_NR_T\cos(\theta-\beta)$

[102] $= R_N^2+R_T^2\ 2\ R_NR_T\cos(\theta-\beta)$

[103] $L = NT = \sqrt{R_N^2 + R_T^2 - 2R_NR_T\cos(\theta-\beta)}$

[104] 의 식으로 기체장이 계산된다.

[105] 즉, 그림에서 항공기 코끝까지의 거리 R_N과 코끝 방향의 각도 θ를 이미 앞 과정에서 측정하였으므로, 수직 뒷날개까지의 거리 R_T를 항공기의 최원 레이저 반사점을 찾아서 측정하고, 또 수직 뒷날개 방향의 각도 β를 측정한다면 위 식에서 주어진 연산을 거쳐서 항공기의 기체장 길이에 준하는 NT의 길이를 계산해 낼 수 있다.

[106] 그러나, 정확한 기체장은 사실상 선분 NT가 수평선과 이루는 각도를 반영하고, 항공기의 수직 뒷날개 후방의 몸체 일부 길이를 추가로 산입해야 하지만, 여기서는 이들을 반영하지 않은 값이어서 계산된 값은 항공기 몸체의 정확한 기체장 규격 값과는 약간의 차이가 있다.

[107] 기종확인을 위하여는 어떤 절대적인 값이어야 할 필요는 없고, 상대적인 값들을 비교만 하면 되므로 이 계산치를 사용하거나, 또는 계산의 편이와 소프트웨어의 간략화를 위하여 상대적인 값인 R_T-R_N 값을 기체장에 비례하는 근사값으로 가정하고 이를 계산하여 각 항공기 기종마다의 동일한 부분 길이값을 측정해 데이터 베이스에 입력해 넣고, 이 값을 비교하여 상대적으로 기종판별의 기준으로 삼을 수도 있다.

[108] 따라서, 본 발명의 알고리즘에서는 기체장 L은 $L= R_T-R_N$ 식으로 근사적으로 판정하거나, $L = \sqrt{R_N^2 + R_T^2 - 2R_NR_T\cos(\theta-\beta)}$ 식으로 계산하여 기종판별을 수행한다.

[109] 도 7a, 도 7b, 도 7c는 도 3의 플로우차트를 더욱 상세하게 나타낸 플로우 차트이며, 구체적으로, 본 발명의 기종판별 및 항공기 정박안내, 인도를 위한 전체적인 소프트웨어 알고리즘을 간략하게 요약하여 도시한 플로우차트이다.

[110] 도 7은 크게 보면 초기화, 항공기 진입감지, 항공기 기종인식, 왼쪽 날개 끝 위치 검출, 오른쪽 날개 끝 위치 검출, 날개 폭 계산, 항공기 길이 계산, 기종판별,

[111]

중심부 스캐닝에 의한 궤도 좌우 인도, 항공기 진행거리 계산 표시, 항공기 정지 표시 등의 순서로 되어 있다. 상기 각 단계를 하나씩 간략하게 설명하면 다음과 같다.

[111] 도 7a를 참조하면, 초기화 단계는 초기화(initialization)과정으로, 소프트웨어를 실행하기에 앞서서 필요한 항목을 영점화하고, 후술할 단계 상에서 필요한 항목이나 요소들을 불러와 저장하는 등의 기본적인 동작을 하며, 맨 처음 장치의 작동을 시작할 때에 자기시험 및 점검진단을 위한 프로그램을 수행하는 단계이다(S11).

[112] 이 후, 탑승구 진입로 상에 항공기가 등장하는지 여부를 확인하는 항공기 감지 단계에 수행되며, 본 발명에서는, 현지 설치 상황에 따라 차이가 있겠으나, 레이저 빔 수평각은 0° 방향으로, 레이져 빔 수직각은 2°~ 8°정도의 범위에서 측정하도록 설정될 수 있다(S12).

[113] 구체적으로, 이러한 처리과정은 루프로 계속 동작하게 되는데, 예를 들어 항공기가 60 내지 100m 정도의 거리에서 진입 경로 상에 등장하게 되면, 레이저 빔의 반사파 수신호가 시각주기유도시스템의 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치(1)의 수신부에 도달하게 되고, 항공기가 감지되었음을 인지하며 루프 동작은 중지되며, 다음 단계로 진행한다.

[114] 중심부 좌우 스캐닝 단계는 항공기의 코끝인 중심부를 수직방향으로 상하, 수평방향으로 좌우로 정밀하게 스캐닝하며(S13), 이 후, 최근반사점과 최원반사점에 대한 수평각 a_N과 a_T를 검출해 낸다(S14, S15).

[115] 이 후, 상기 a_N과 a_T값을 사용하여 항공기의 진행방향이 좌편향인지 우편향인지 또는 정확한 방향인지를 분석하고, 이를 디스플레이에 표시하여 항공기 조종사에게 정보를 전달한다(S16).

[116] 이 후, 일정한 허용오차 범위 내에서 $a_N = a_T$인지를 판단하여 항공기가 일직선상으로 정면을 보고 바로 서 있는지 판단하고(S17), 이 후, 항공기가 바로 서 있으면 "STOP for VERIFICATION"(기종확인을 위한 정지)를 디스플레이 장치에 표시하고 항공기 조종사에게 일단정지를 지시한다(S18).

[117] 다음 단계는 다시 정확, 정밀하게 최근반사점을 찾아서 수평각 a_N, 수직각 θ, 거리 R_N을 측정한다(S20).

[118] 다음 단계에서는 시각주기유도시스템이 설치된 장소마다 상이할 수도 있는 레이저 빔 송출장치의 지상 높이 설정값 K를 상기 S11 단계의 초기화 시에 저장된 메모리 위치에서 불러오고, 상기 S19 단계에서 측정한 수직각 θ 값과 R_N 값을 호출해 온다(S21).

[119] 도 7b를 참조하여 다음 단계들을 설명하자면 다음과 같다.

[120] 단계 22에서는 전 단계들에서 계산된 값들을 이용하여, $H=K-R_N \sin\theta$식의 함수연산을 행하여 항공기 코끝의 높이(Nosal Height) 값 H를 계산한다(S22).

[121] 이 후, 상기 S20 단계에서 측정한 R_T 값과 상기 S19 단계에서 측정한 R_N 값을 불러와서, 이 값들을 사용해 $L = \sqrt{R_N^2 + R_T^2 - 2R_N R_T \cos(\theta - \beta)}$식 또는 $L = R_T - R_N$의

간이공식을 써서 기체장의 값을 계산해 낸다(S23).

[122] 이 후, 레이저 스캐닝 메커니즘은 제어부의 지시를 받아 현지 설치 상황에 따라 차이가 있지만, 보통 -55°정도인 최좌측 위치로 재빨리 회전하고, 거기서부터 안쪽으로 정밀 스캐닝을 시작하여(S24), 이 후, 최초의 레이저 반사신호가 수신되는 점을 찾아내고 그 수평각 a_1, 거리 D_1을 측정한다(S25).

[123] 이 후, 이 측정값들을 이용하여, 우측날개의 길이인 w_1을 $W_1 = D_1 \sin(a_1 - a_N)$식에 따라 연산을 해낸다(S26).

[124] 이 후, 상기 S26 단계의 계산이 이루어지는 동안, 스캐닝 메커니즘은 제어부의 지시를 받아 본 단계를 수행하기 위하여 수평 스캐닝 서버모터가(수평스텝모터 115) 보통 +55°정도인 최우측 위치로 재빨리 회전, 이동하고 거기서부터 안쪽으로 정밀 스캐닝을 시작하여, 최초의 레이저 반사신호가 수신되는 점을 찾아내고 그 수평각 a_2와 거리 D_2를 측정한다(S27).

[125] 이 후, 이 측정값들을 이용하여 좌측날개의 길이인 w_2을 $W_2 = D_2 \sin(a_2 - a_N)$식에 따라 연산을 해낸다(S28).

[126] 이 후, 상기 S26 단계와 S28 단계에서 계산된 값을 이용하여 날개 폭 W를 $W = W_1 + W_2$ 식을 사용해 계산한다(S29).

[127] 이 후, 지금까지 제어와 연산을 해낸 최종 결과값들인 H, L, W 라는 항공기의 3 가지 핵심 규격요소들을 사용하여, 본 단계에서 기종 데이터 메모리(3)의 정보로 검색하여 이들에 합치하는 항공기 기종 데이터를 색출해낸다(S30).

[128] 이 후, 상기 결과를 디스플레이에 표시하며, 이 정보를 항공기 조종사와 공항시설관리 시스템에게 외부통신 접속 인터페이스를 경유하여 제공한다(S31).

[129] 이와 같은 기종판별 과정이 종료되면, 본 단계에서 레이저 스캐닝 메커니즘은 다시 중심부 스캐닝 위치로 돌아오게 된다(S32).

[130] 이 후 단계는 도 7c를 참조하여 설명한다.

[131] 본 단계에서는 항공기의 최근반사점을 다시 찾아내어 a_N 값과 R_N 값을 계산한다(S33).

[132] 이 후 단계인 S34, S35, S36에서는 a_N 값이 양(+), 음(-) 또는 영(0)의 값인지를 판정하여 그 결과에 따라 S37, S38, S39에서 각각 좌회전(LEFT), 우회전(RIGHT) 또는 직진(STRAIGHT FORWARD)의 표시를 항공기 조종사에게 제공한다.

[133] 이 후, 항공기 기종별로 데이터베이스에 저장, 설정되어 있는 주기거리 R_{DOCK} 값을 불러와 R_{NOSE} 값에서 빼는 연산을 행하는데 앞에서 언급한 것처럼 R_{NOSE} 값은 $R_{NOSE} = R_N \cos\theta$ 의 식으로 계산되므로 실제로 $R_{NOSE} - R_{DOCK} = R_N \cos\theta - R_{DOCK}$의 연산을 행하고(S40), 이를 미터(meter) 또는 피트(feet) 단위로 환산하여 디스플레이에 표시한다(S41).

[134] 이 후, 다시 최근반사점을 탐색하여 a_N값과 R_N 값을 측정하고(S42), $R_{NOSE} = R_N \cos\theta$ 의 계산을 행한 다음(S43), R_{NOSE} 값과 R_{DOCK} 값을 비교하여 $R_{NOSE} > R_{DOCK}$ 이면 40 단계로 돌아가는 루프 동작을 시키고(S44), $R_{NOSE} \leq R_{DOCK}$이 되는

순간, 즉 항공기가 정확한 주기위치에 도달되는 시점에서 항공기 조종사에게 주기를 위한 정지(STOP for DOCKING) 명령을 디스플레이를 통해 출력하게 되는 것이다(S45).

[135] 지금까지 전술된 플로우차트는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템 및 방법의 제반 기능을 처리하기 위한 하나의 예를 도시한 것일 뿐이고, 각 처리의 순서를 바꾸거나 형태를 달리하여 동일한 기능을 수행하도록 변화시킬 수 있다.

[136] 이상, 상기 설명에 의해 당업자라면 본 발명의 기술적 사상을 일탈하지 아니하는 범위에서 다양한 변경 및 수정이 가능함을 알 수 있을 것이며, 본 발명의 기술적 범위는 실시예에 기재된 내용으로 한정되는 것이 아니라 특허청구범위 및 그와 균등한 범위에 의하여 정해져야 한다.

청구범위

[청구항 1] 레이저 빔을 발사하여 항공기에 부딪혀 반사되어 오는 신호로써 거리를 측정하고, 항공기의 각종 형태의 주요 부분의 규격을 측정하는 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치;
각종 항공기의 정보가 저장되어 있으며, 항공기에 대한 정보를 삭제, 추가 및 갱신할 수 있는 기종 데이터 메모리; 및
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 측정된 정보와 상기 기종 데이터 메모리에 기설정된 정보를 비교하여 항공기의 종류나 모델을 판독하며, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치를 제어하는 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치;를 포함하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 2] 제1항에 있어서,
상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에서 처리한 결과를 문자 및/또는 기호로써 항공기 조종사에게 시각적으로 제공하는 문자 디스플레이 장치를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 3] 제1항에 있어서,
상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며,
공항에 진입하는 항공기의 실물 이미지를 촬영하는 영상 카메라와,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 영상 카메라에 의해 생성된 영상 이미지를 수신하여 항공기 조종사 등이 시각적으로 항공기의 진입 상태를 볼 수 있도록 조종사 안내표시기에 구비된 영상 디스플레이장치를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 4] 제1항에 있어서,
상기 디스플레이 장치는,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에서 처리한 결과를 문자와 기호로 항공기 조종사에게 시각적으로 표시하여 제공할 수 있도록 조종사 안내표시기에 구비된 문자 디스플레이 장치를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한

시스템.

[청구항 5] 제1항에 있어서,
상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은,
비상 시 또는 필요 시에 무인자동조작 대신 조작자가 수동으로 버튼조작에 의하여 디스플레이를 통해 항공기 조종사에게 지시할 수 있는 수동조작 제어패널을 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 6] 제1항에 있어서,
상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템은,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치에 의해 제어되며, 공항 내의 종합운영시스템과 상호 접속되어, 공항종합정보를 수신받거나, 도출된 결과 및 운영상태를 종합운영시스템으로 송출할 수 있는 외부시스템 통신접속 인터페이스를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 7] 제1항에 있어서,
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치는,
항공기로 레이저 빔을 발생시키는 레이저발생 소스소자;
항공기에 의해 반사되어 수신되는 레이저 빔을 감지하는 레이저신호 수신소자;
상기 레이저신호 수신소자와 레이저발생 소스소자를 제어하며,
상기 레이저발생 소스소자에서 레이저 빔을 발사한 시각과 상기 레이저신호 수신소자에서 수신된 시각과의 차이를 측정하여 항공기의 거리를 측정하고, 수신신호가 약한 경우에 이를 적절한 레벨로 증폭하는 레이저 레인지 파인더 회로;를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 8] 제7항에 있어서,
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치는,
상기 레이저발생 소스소자에 구비되어 레이저 빔을 항공기에 수직 방향으로 송출할 수 있도록 구비된 수직미러;
상기 레이저발생 소스소자에 구비되어 레이저 빔을 항공기에 수평 방향으로 송출할 수 있도록 구비된 수평미러;
상기 수직미러의 미러각을 조절하기 위해 상기 수직미러의 일측에 구비된 수직스텝모터;
상기 수평미러의 미러각을 조절하기 위해 상기 수평미러의 일측에 구비된 수평스텝모터; 및
상기 수직스텝모터와 수평스텝모터의 회전을 제어하는 스텝모터제어회로;를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의

기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 9] 제7항에 있어서,
상기 레이저발생 소스소자에서 발생되는 레이저 빔은 900nm의 파장을 갖는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 10] 제1항에 있어서,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정장치가 측정한 항공기와의 거리를 가지고 항공기의 날개 폭, 기체장 및 코끝 높이의 3 가지 정보를 산출하여, 상기 기종 데이터 메모리에 기설정된 정보와 상기 산출된 3 가지 정보를 비교하여 항공기의 종류 또는 모델을 판독하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 11] 제10항에 있어서,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는,
항공기의 최좌측반사점과 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하여 상기 날개 폭을 산출하고,
항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하고,
최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기의 기체장을 산출하고,
항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하여 코끝 높이를 산출하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 12] 제10항에 있어서,
상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치는,
항공기의 최좌측반사점 또는 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하여 두 배값으로써 상기 날개 폭을 산출하고,
항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하고,
최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와 수직각도를 측정하여 항공기의 기체장을 산출하고,
항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와 수직각도를 측정하여 코끝 높이를 산출하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템.

[청구항 13] 레이저 빔으로써 항공기의 각 부분에 대한 거리를 측정하는 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치와, 각종 항공기의 정보가 저장되어 있는 기종 데이터 메모리와, 항공기의 종류나 모델을 판독하는 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치를 포함하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템에 있어서,

상기 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 시스템을 초기화하는 제1단계;
이 후, 항공기가 활주로를 경유하여 탑승구로부터 기설정된 거리에 도달하면 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기의 진입을 감지하는 제2단계;
이 후, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기를 수직선상에 정렬시키고 정지시키는 제3단계;
이 후, 상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치로써 항공기의 거리 및 각도를 측정하는 제4단계;
이 후, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치로써 상기 측정된 항공기의 거리 및 각도를 이용하여 항공기의 정보를 산출하는 제5단계;
이 후, 상기 데이터 분석판정 알고리즘 처리장치로써 상기 기종 데이터 메모리에 저장되어 있는 정보를 비교하여 항공기의 기종이나 모델을 판독하는 제6단계;
이 후, 상기 판독된 항공기의 기종에 따라 주기위치를 산출하는 제7단계; 및
이 후, 상기 산출된 주기위치에 항공기를 정지시키는 제8단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 방법.

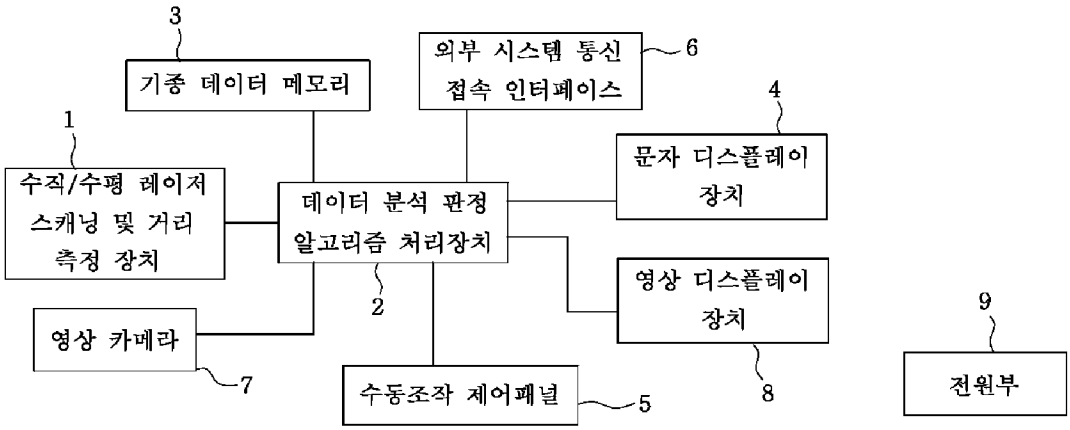
[청구항 14] 제13항에 있어서,
상기 제3단계는,
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최원반사점인 수직 뒷날개의 수평각과, 최근반사점인 항공기 코끝의 수평각을 측정하는 제3-1단계;
이 후, 상기 수직 뒷날개의 수평각과 항공기 코끝의 수평각으로써 항공기의 진행방향이 좌편향인지 우편향인지 또는 정확한 방향인지를 분석하는 제3-2단계; 및
이 후, 상기 수직 뒷날개의 수평각과 항공기 코끝의 수평각 값이 일치하면, 항공기를 정지시키는 제3-3단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 방법.

[청구항 15] 제13항에 있어서,
상기 제4단계는,
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최좌측반사점과 최우측반사점의 거리와 수평각도를 측정하는 제4-1단계;
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된 레이저 빔으로써 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와

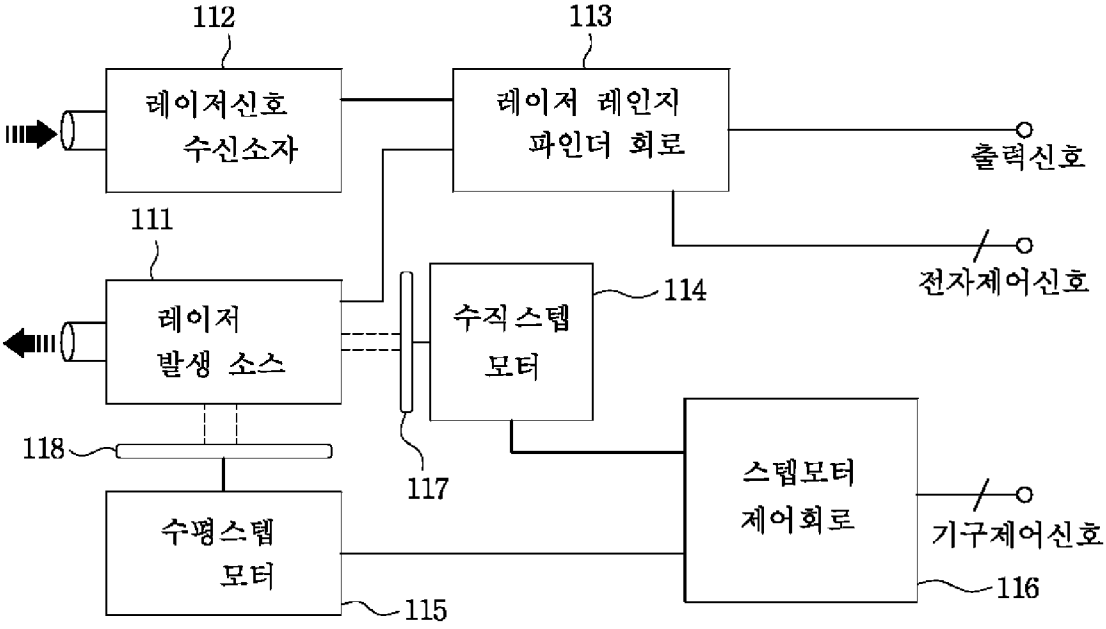
수직각도를 측정하고, 최원반사점인 수직 뒷날개의 거리와
수직각도를 측정하는 제4-2단계; 및
상기 수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리측정장치에서 방출된
레이저 빔으로써 항공기의 최근반사점인 코끝의 거리와
수직각도를 측정하는 제4-3단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는
항공기의 기종판별 및 주기유도를 위한 방법.

[청구항 16] 제15항에 있어서,
상기 제5단계는,
상기 제4-1단계에서 측정된 값을 가지고 날개 폭을 산출하는
제5-1단계;
상기 제4-2단계에서 측정된 값을 가지고 항공기의 기체장을
산출하는 제5-2단계; 및
상기 제4-3단계에서 측정된 값을 가지고 항공기의 코끝 높이를
산출하는 제5-3단계;를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기의
기종판별 및 주기유도를 위한 방법.

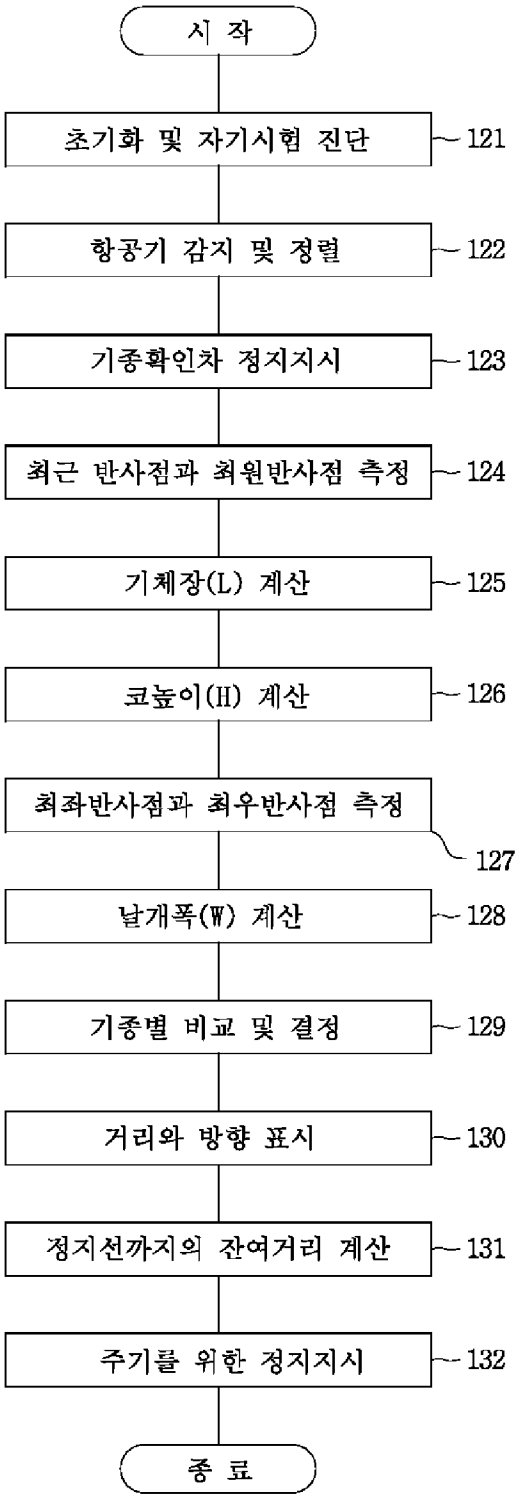
[Fig. 1]


3
기종 데이터 메모리
외부 시스템 통신 접속 인터페이스
6
4
1
수직/수평 레이저 스캐닝 및 거리 측정 장치
데이터 분석 판정 알고리즘 처리장치
문자 디스플레이 장치
영상 디스플레이 장치
2
영상 카메라
7
수동조작 제어패널
5
8
9
전원부

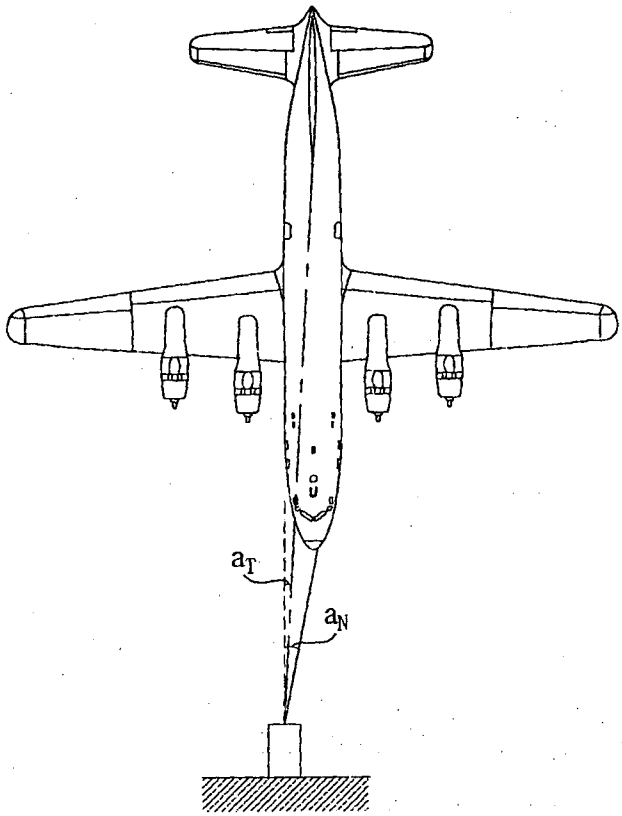
[Fig. 2]


112
113
레이저신호 수신소자
레이저 레인지 파인더 회로
출력신호
전자제어신호
111
레이저 발생 소스
수직스텝 모터
114
118
117
스텝모터 제어회로
기구제어신호
수평스텝 모터
115
116

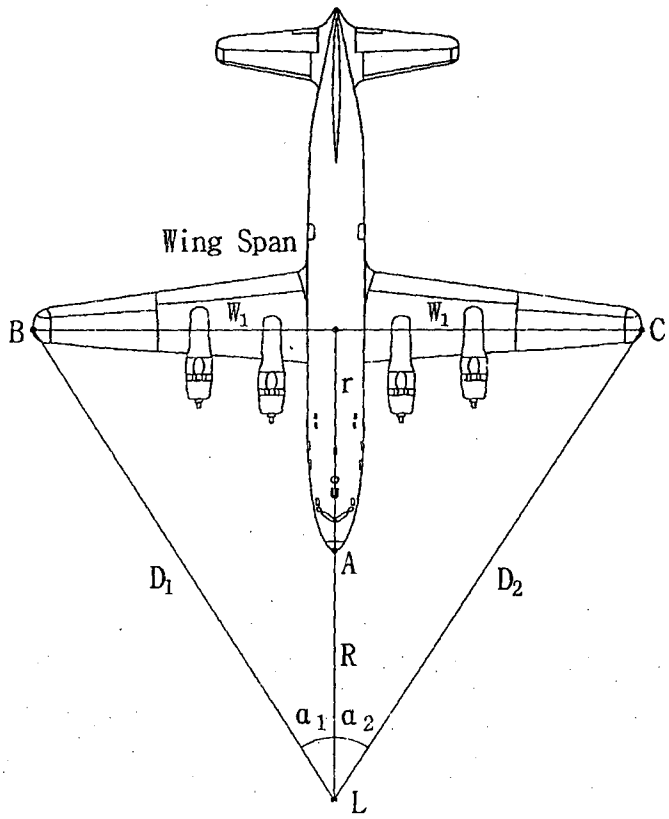
[Fig. 3]


시 작
초기화 및 자기시험 진단
121
항공기 감지 및 정렬
122
기종확인차 정지지시
123
최근 반사점과 최원반사점 측정
124
기체장(L) 계산
125
코높이(H) 계산
126
최좌반사점과 최우반사점 측정
127
날개폭(W) 계산
128
기종별 비교 및 결정
129
거리와 방향 표시
130
정지선까지의 잔여거리 계산
131
주기를 위한 정지지시
132
종 료

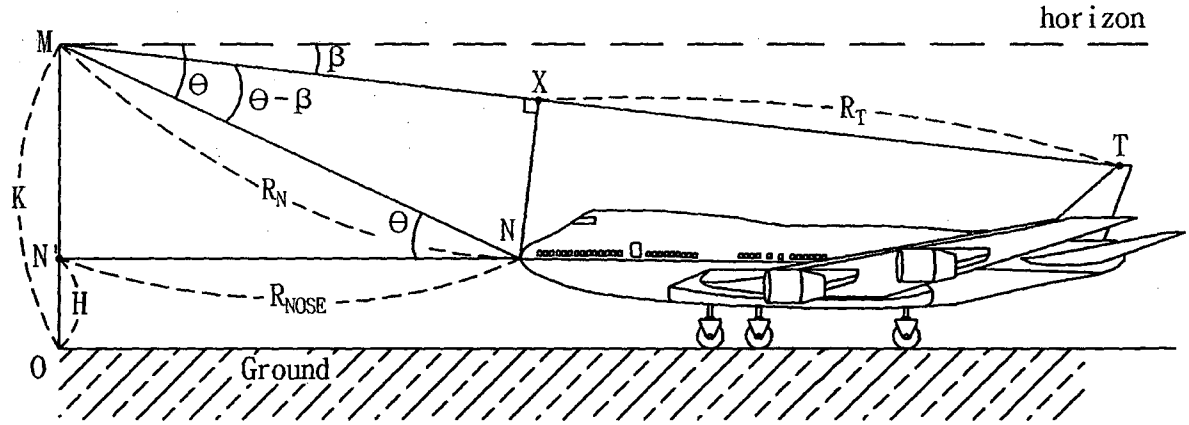
[Fig. 4]



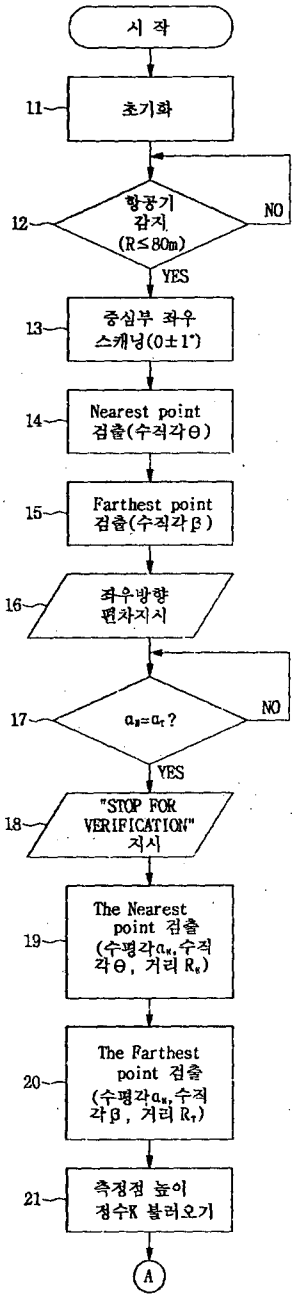
[Fig. 5]


Wing Span
B
C
W_1
W_1
r
A
D_1
D_2
R
α_1
α_2
L

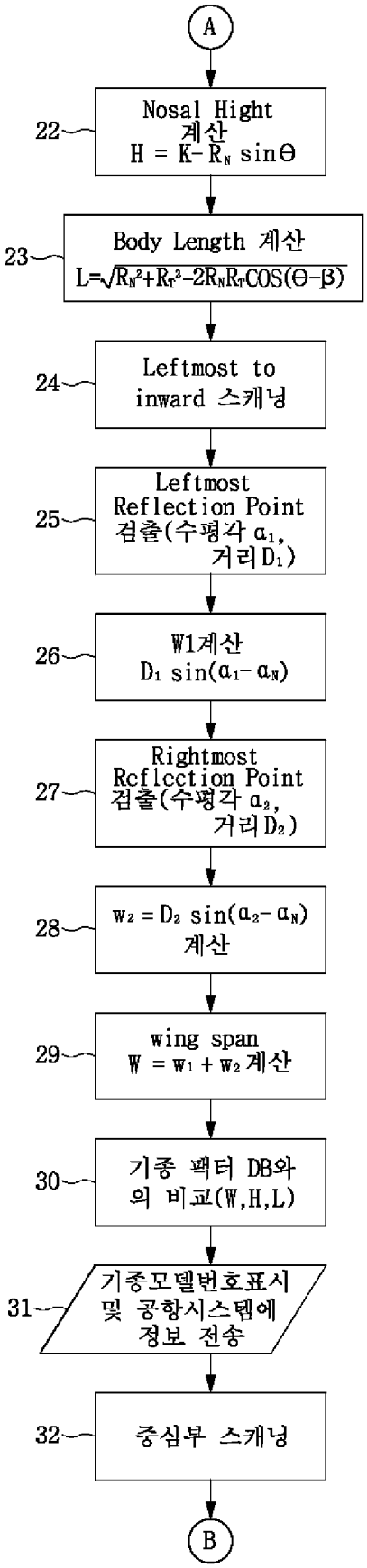
[Fig. 6]


horizon
M
β
θ
θ-β
X
R_T
T
K
R_N
θ
N
N'
H
R_{NOSE}
O
Ground

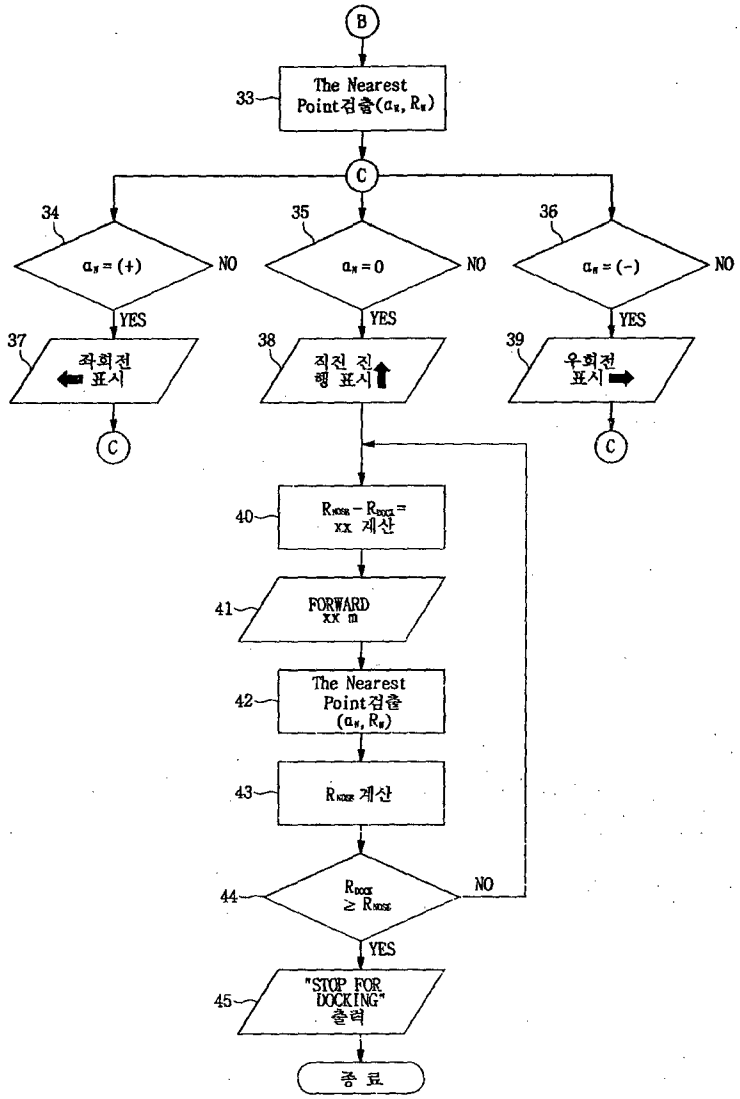
[Fig. 7a]


시 작
11
초기화
12
항공기 감지 (R≤80m)
NO
YES
13
중심부 좌우 스캐닝(0±1°)
14
Nearest point 검출(수직각Θ)
15
Farthest point 검출(수직각β)
16
좌우방향 편차지시
17
$\alpha_s=\alpha_t$?
NO
YES
18
"STOP FOR VERIFICATION" 지시
19
The Nearest point 검출 (수평각α_s,수직각Θ, 거리R_s)
20
The Farthest point 검출 (수평각α_s,수직각β, 거리R_t)
21
측정점 높이 정수K 불러오기
A

[Fig. 7b]


A
22
Nosal Hight 계산
H = K- R_N sinΘ
23
Body Length 계산
$L=\sqrt{R_N^2+R_T^2-2R_NR_TCOS(\Theta-\beta)}$
24
Leftmost to inward 스캐닝
25
Leftmost Reflection Point 검출(수평각 α_1, 거리 D_1)
26
W1계산
$D_1 \sin(\alpha_1-\alpha_N)$
27
Rightmost Reflection Point 검출(수평각 α_2, 거리 D_2)
28
$w_2 = D_2 \sin(\alpha_2-\alpha_N)$ 계산
29
wing span
$W = w_1 + w_2$ 계산
30
기종 팩터 DB와 의 비교(W,H,L)
31
기종모델번호표시 및 공항시스템에 정보 전송
32
중심부 스캐닝
B

[Fig. 7c]


B
33
The Nearest Point검출(α_x, R_x)
C
34
α_x = (+)
NO
YES
35
α_x = 0
NO
YES
36
α_x = (-)
NO
YES
37
좌회전 표시
38
직진 진행 표시
39
우회전 표시
C
C
40
$R_{xxxx} - R_{xxxx}$ = xx 계산
41
FORWARD xx m
42
The Nearest Point검출 (α_x, R_x)
43
R_{xxxx} 계산
44
$R_{xxxx} \geq R_{xxxx}$
NO
YES
45
"STOP FOR DOCKING" 출력
종 료

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/KR2013/002301

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G08G 5/06(2006.01)i, G01S 17/88(2006.01)i, G01S 17/06(2006.01)i, B64F 1/12(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

G08G 5/06

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched
Korean Utility models and applications for Utility models: IPC as above
Japanese Utility models and applications for Utility models: IPC as above

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

eKOMPASS (KIPO internal) & Keywords: airplane, docking, laser scanning

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	KR 10-0982900 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP.) 20 September 2010 See paragraphs 100-110 and figures 1-4.	1-16
Y	KR 10-0350402 B1 (SAFEGATE INTERNATIONAL AB) 06 January 2003 See pages 2-3, claims 1-23 and figures 1-2.	1-16
A	JP 2007-121307 A (SAFEGATE INTERNATIONAL AB) 17 May 2007 See claims 1-11 and figures 1-2.	1-16
A	JP 09-207896 A (NEC CORP.) 12 August 1997 See abstract, claims 1-3 and figures 1-4.	1-16

☐ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
20 JUNE 2013 (20.06.2013)	**20 JUNE 2013 (20.06.2013)**

Name and mailing address of the ISA/KR
Korean Intellectual Property Office
Government Complex-Daejeon, 189 Seonsa-ro, Daejeon 302-701, Republic of Korea
Facsimile No. 82-42-472-7140

Authorized officer

Telephone No.

International application No.
PCT/KR2013/002301

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member	Publication date
KR 10-0982900 B1	20.09.2010	AU 2003-230650 A1	29.09.2003
		AU 2003-230650 B2	27.11.2008
		CA 2479463 A1	25.09.2003
		CA 2479463 C	19.08.2008
		EP 1485729 A2	15.12.2004
		EP 1485729 B1	14.05.2008
		JP 04-347701 B2	24.07.2009
		JP 2005-521040 A	14.07.2005
		WO 03-079041 A2	25.09.2003
		WO 03-079041 A3	25.09.2003
KR 10-0350402 B1	06.01.2003	AU 2001-27239 A1	06.06.2001
		CA 2389205 A1	17.05.2001
		CA 2389205 C	09.10.2007
		CA 2576216 A1	17.05.2001
		CA 2576216 C	16.04.2013
		CA 2576398 A1	17.05.2001
		CA 2576398 C	21.07.2009
		CN 1399767 A0	26.02.2003
		CN 1399767 B	05.05.2010
		EP 0787338 B1	27.03.2002
		EP 1230620 A1	14.08.2002
		EP 1230620 B1	21.11.2012
		EP 2109062 A2	14.10.2009
		EP 2109062 A3	19.05.2010
		EP 2109062 B1	23.01.2013
		EP 2109063 A2	14.10.2009
		EP 2109063 A3	19.05.2010
		EP 2109064 A2	14.10.2009
		EP 2109064 A3	19.05.2010
		EP 2109065 A2	14.10.2009
		EP 2109065 A3	19.05.2010
		JP 04-034341 B2	16.01.2008
		JP 04-778179 B2	08.07.2011
		JP 10-509512 A	14.09.1998
		JP 2003-514237 A	15.04.2003
		JP 2010-281841 A	16.12.2010
		JP 4778179 B2	21.09.2011
		KR 10-0542466 B1	11.01.2006
		US 06023665 A	08.02.2000
		US 2003-0060998 A1	27.03.2003
		US 6324489 B1	27.11.2001
		US 6807511 B2	19.10.2004
		WO 01-35327 A1	17.05.2001
		WO 96-12265 A1	25.04.1996
JP 2007-121307 A	17.05.2007	AT 326707 T	15.06.2006
		AU 2002-232537 B2	21.09.2006
		CA 2434444 A1	18.07.2002

International application No.
PCT/KR2013/002301

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member	Publication date
		CA 2434444 C	28.08.2012
		CA 2746618 A1	18.07.2002
		CN 100483148 C	29.04.2009
		CN 101196565 A0	11.06.2008
		CN 101196565 B	09.11.2011
		CN 1489703 A	14.04.2004
		CN 1489703 C0	14.04.2004
		DE 60119785 D1	22.06.2006
		DE 60119785 T2	26.04.2007
		DK 1482326 T3	08.04.2013
		EP 1350124 A2	08.10.2003
		EP 1350124 B1	17.05.2006
		EP 1482326 A1	01.12.2004
		EP 1482326 B1	02.01.2013
		ES 2266302 T3	01.03.2007
		ES 2402294 T3	30.04.2013
		HK 1063217 A1	13.11.2009
		JP 04-080880 B2	23.04.2008
		JP 2004-523746 A	05.08.2004
		JP 2004-523746 T	05.08.2004
		KR 10-2003-0077001 A	29.09.2003
		PT 1482326 E	03.04.2013
		US 6563432 B1	13.05.2003
		WO 02-056054 A2	18.07.2002
		WO 02-056054 A3	18.07.2002
JP 09-207896A	12.08.1997	NONE	

국 제 조 사 보 고 서

국제출원번호
PCT/KR2013/002301

A. 발명이 속하는 기술분류(국제특허분류(IPC))

G08G 5/06(2006.01)i, G01S 17/88(2006.01)i, G01S 17/06(2006.01)i, B64F 1/12(2006.01)i

B. 조사된 분야

조사된 최소문헌(국제특허분류를 기재)
G08G 5/06

조사된 기술분야에 속하는 최소문헌 이외의 문헌
한국등록실용신안공보 및 한국공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC
일본등록실용신안공보 및 일본공개실용신안공보: 조사된 최소문헌란에 기재된 IPC

국제조사에 이용된 전산 데이터베이스(데이터베이스의 명칭 및 검색어(해당하는 경우))
eKOMPASS(특허청 내부 검색시스템) & 키워드: airplane, docking, laser scanning

C. 관련 문헌

카테고리*	인용문헌명 및 관련 구절(해당하는 경우)의 기재	관련 청구항
Y	KR 10-0982900 B1 (LOCKHEED MARTIN CORP.) 2010.09.20. 단락 100-110 및 도면 1-4 참조.	1-16
Y	KR 10-0350402 B1 (SAFEGATE INTERNATIONAL AB) 2003.01.06. 페이지 2-3, 청구항 1-23 및 도면 1-2 참조.	1-16
A	JP 2007-121307 A (SAFEGATE INTERNATIONAL AB) 2007.05.17. 청구항 1-11 및 도면 1-2 참조.	1-16
A	JP 09-207896 A (NEC CORP.) 1997.08.12. 요약, 청구항 1-3 및 도면 1-4 참조.	1-16

☐ 추가 문헌이 C(계속)에 기재되어 있습니다.

☒ 대응특허에 관한 별지를 참조하십시오.

* 인용된 문헌의 특별 카테고리:

"A" 특별히 관련이 없는 것으로 보이는 일반적인 기술수준을 정의한 문헌

"E" 국제출원일보다 빠른 출원일 또는 우선일을 가지나 국제출원일 이후에 공개된 선출원 또는 특허 문헌

"L" 우선권 주장에 의문을 제기하는 문헌 또는 다른 인용문헌의 공개일 또는 다른 특별한 이유(이유를 명시)를 밝히기 위하여 인용된 문헌

"O" 구두 개시, 사용, 전시 또는 기타 수단을 언급하고 있는 문헌

"P" 우선일 이후에 공개되었으나 국제출원일 이전에 공개된 문헌

"T" 국제출원일 또는 우선일 후에 공개된 문헌으로, 출원과 상충하지 않으며 발명의 기초가 되는 원리나 이론을 이해하기 위해 인용된 문헌

"X" 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌 하나만으로 청구된 발명의 신규성 또는 진보성이 없는 것으로 본다.

"Y" 특별한 관련이 있는 문헌. 해당 문헌이 하나 이상의 다른 문헌과 조합하는 경우로 그 조합이 당업자에게 자명한 경우 청구된 발명은 진보성이 없는 것으로 본다.

"&" 동일한 대응특허문헌에 속하는 문헌

국제조사의 실제 완료일	국제조사보고서 발송일
2013년 06월 20일 (20.06.2013)	2013년 06월 20일 (20.06.2013)

ISA/KR의 명칭 및 우편주소
대한민국 특허청
(302-701) 대전광역시 서구 청사로 189,
4동 (둔산동, 정부대전청사)
팩스 번호 82-42-472-7140

심사관
이영노
전화번호 82-42-481-5666

국제조사보고서
대응특허에 관한 정보

국제출원번호
PCT/KR2013/002301

국제조사보고서에서 인용된 특허문헌	공개일	대응특허문헌	공개일
KR 10-0982900 B1	2010.09.20	AU 2003-230650 A1	2003.09.29
		AU 2003-230650 B2	2008.11.27
		CA 2479463 A1	2003.09.25
		CA 2479463 C	2008.08.19
		EP 1485729 A2	2004.12.15
		EP 1485729 B1	2008.05.14
		JP 04-347701 B2	2009.07.24
		JP 2005-521040 A	2005.07.14
		WO 03-079041 A2	2003.09.25
		WO 03-079041 A3	2003.09.25
KR 10-0350402 B1	2003.01.06	AU 2001-27239 A1	2001.06.06
		CA 2389205 A1	2001.05.17
		CA 2389205 C	2007.10.09
		CA 2576216 A1	2001.05.17
		CA 2576216 C	2013.04.16
		CA 2576398 A1	2001.05.17
		CA 2576398 C	2009.07.21
		CN 1399767 A0	2003.02.26
		CN 1399767 B	2010.05.05
		EP 0787338 B1	2002.03.27
		EP 1230620 A1	2002.08.14
		EP 1230620 B1	2012.11.21
		EP 2109062 A2	2009.10.14
		EP 2109062 A3	2010.05.19
		EP 2109062 B1	2013.01.23
		EP 2109063 A2	2009.10.14
		EP 2109063 A3	2010.05.19
		EP 2109064 A2	2009.10.14
		EP 2109064 A3	2010.05.19
		EP 2109065 A2	2009.10.14
		EP 2109065 A3	2010.05.19
		JP 04-034341 B2	2008.01.16
		JP 04-778179 B2	2011.07.08
		JP 10-509512 A	1998.09.14
		JP 2003-514237 A	2003.04.15
		JP 2010-281841 A	2010.12.16
		JP 4778179 B2	2011.09.21
		KR 10-0542466 B1	2006.01.11
		US 06023665 A	2000.02.08
		US 2003-0060998 A1	2003.03.27
		US 6324489 B1	2001.11.27
		US 6807511 B2	2004.10.19
		WO 01-35327 A1	2001.05.17
		WO 96-12265 A1	1996.04.25
JP 2007-121307 A	2007.05.17	AT 326707 T	2006.06.15
		AU 2002-232537 B2	2006.09.21
		CA 2434444 A1	2002.07.18

국제조사보고서
대응특허에 관한 정보

국제출원번호
PCT/KR2013/002301

국제조사보고서에서 인용된 특허문헌	공개일	대응특허문헌	공개일
		CA 2434444 C	2012.08.28
		CA 2746618 A1	2002.07.18
		CN 100483148 C	2009.04.29
		CN 101196565 A0	2008.06.11
		CN 101196565 B	2011.11.09
		CN 1489703 A	2004.04.14
		CN 1489703 C0	2004.04.14
		DE 60119785 D1	2006.06.22
		DE 60119785 T2	2007.04.26
		DK 1482326 T3	2013.04.08
		EP 1350124 A2	2003.10.08
		EP 1350124 B1	2006.05.17
		EP 1482326 A1	2004.12.01
		EP 1482326 B1	2013.01.02
		ES 2266302 T3	2007.03.01
		ES 2402294 T3	2013.04.30
		HK 1063217 A1	2009.11.13
		JP 04-080880 B2	2008.04.23
		JP 2004-523746 A	2004.08.05
		JP 2004-523746 T	2004.08.05
		KR 10-2003-0077001 A	2003.09.29
		PT 1482326 E	2013.04.03
		US 6563432 B1	2003.05.13
		WO 02-056054 A2	2002.07.18
		WO 02-056054 A3	2002.07.18
JP 09-207896A	1997.08.12	없음	