



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 등록특허공보(B1)

(45) 공고일자 2019년07월25일
(11) 등록번호 10-2004004
(24) 등록일자 2019년07월19일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64F 5/00 (2017.01) B64D 41/00 (2006.01)
(21) 출원번호 10-2014-0094099
(22) 출원일자 2014년07월24일
심사청구일자 2018년10월25일
(65) 공개번호 10-2015-0012221
(43) 공개일자 2015년02월03일
(30) 우선권주장
201310313849.X 2013년07월24일 중국(CN)
(56) 선행기술조사문헌
KR1020130006376 A*
EP02347956 A2*
US07693643 B2*
US20030187554 A1*
*는 심사관에 의하여 인용된 문헌

(73) 특허권자
에어 차이나 리미티드
중국, 베이징 101312, 순이 디스트릭트, 티안 공
항경제개발구역, 30 번지
(72) 발명자
구, 쥬펑
중국 베이징 순이 디스트릭트 티안쥬 에어포트 인
더스트리얼 존 존 에이 티안쥬 로드 28 란티안 맨
션 9층
후앙, 레이
중국 베이징 순이 디스트릭트 티안쥬 에어포트 인
더스트리얼 존 존 에이 티안쥬 로드 28 란티안 맨
션 9층
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
양영준, 장수길

전체 청구항 수 : 총 12 항

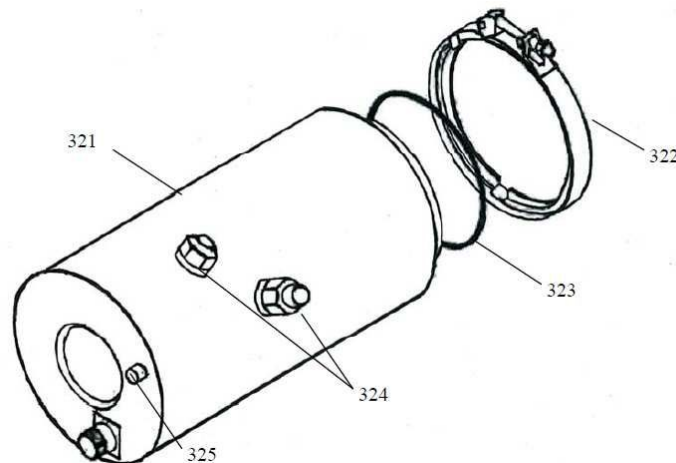
심사관 : 오경흡

(54) 발명의 명칭 항공기 보조 파워 유니트 스타터의 성능 검출 방법 및 장치

(57) 요약

본 발명은 항공기 보조 파워 유니트 스타터의 성능 검출 방법 및 장치에 관한 것으로, 항공기 보조 파워 유니트 스타터의 성능 검출 방법은 일정한 시간내의 복수개 시점에서의 APU 메시지를 취득하는 단계와, 상기 메시지에 근거하여 시동시간 STA를 포함하는 상기 APU 스타터의 작동 파라미터를 취득하는 단계와, 상기 시간내의 상기 시동시간 STA의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 산출하는 단계와, 상기 편차지수 δ 에 근거하여 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 단계를 포함한다.

대표도 - 도2



(72) 발명자

딩, 후이펑

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

우, 지아궈

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

정, 평리양

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

종, 레이

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

시, 구오강

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

천, 레이

중국 베이징 쉰이 디스트릭트 티안주 에어포트 인 더스트리얼 존 존 에이 티안주 로드 28 란티안 맨션 9층

명세서

청구범위

청구항 1

항공기 보조 파워 유니트(APU:auxiliary power unit) 스타터의 성능 검출 방법으로서,

상기 APU를 시동 시스템에 의해 회전시키는 단계와,

일정한 시간 내에 복수개 시점에서의 APU 관련 메시지를 취득하는 단계와,

상기 메시지에 근거하여 시동시간 STA를 포함하는 상기 APU 스타터의 작동 파라미터를 취득하는 단계와,

상기 시간내의 상기 시동시간 STA의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 산출하는 단계와,

상기 편차지수 δ 에 근거하여 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 단계를 포함하고, 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 단계는,

상기 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 안정기에 처한 것으로 판정하는 단계와,

상기 편차지수 δ 가 상기 쇠퇴 한계치보다 크고 고장 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 처한 것으로 판정하는 단계와,

상기 편차지수 δ 가 상기 고장 한계치보다 클 경우 상기 APU 스타터의 성능이 고장기에 처한 것으로 판정하는 단계를 포함하고,

상기 APU 스타터가 안정기에 처해 있을 경우의 상기 편차지수 δ 를 판정하는 단계

를 포함하고,

상기 쇠퇴 한계치는 안정기 편차지수 δ 의 약 1.5~2.0배 정도이고, 고장 한계치는 상기 안정기 편차지수 δ 의 약 2~3배 정도인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 시간내에는 약 2~3일인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 시간내에 약 5~10개의 APU 관련 메시지를 취득하는 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 4

제1항에 있어서,

바로 다음 APU 관련 메시지에 의해 얻은 시동시간 STA를 판정하는 단계와,

다음 STA가 $AVG+n\delta$ 보다 클 경우, 다음 APU 관련 메시지로부터 얻은 $STA+1$ 이 $AVG+n\delta$ 보다 큰지를 판정하는 단계와,

APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA이 연속 $AVG+n\delta$ 보다 큰 횟수가 미리 설정한 경보 횟수 Z를 초과할 경우 경보를 발령하는 단계를 더 포함하고,

여기서, n는 2~5이고 Z는 3~5인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 5

제4항에 있어서,

APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA가 $AVG+n\delta$ 보다 작을 경우 상기 시동시간 STA의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 다시 산출하는 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 6

제4항에 있어서,

APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA이 연속 $AVG+n\delta$ 보다 큰 횟수가 미리 설정한 경보 횟수 Z를 초과하는 경우 상기 시동시간 STA의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 다시 산출하는 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 7

제4항에 있어서,

상기 n은 2 또는 3, Z는 3인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 8

제1항에 있어서,

상기 편차지수 δ 는 표준편차인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 9

제1항에 있어서,

APU 연료 유닛이 정상적으로 작동하는지를 판정하는 단계를 더 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 10

제1항에 있어서,

APU의 기타 파라미터가 정상상태를 유지하는지를 판정하는 단계를 더 포함하고 상기 기타 파라미터는 APU 배기 온도 EGT(Exhaust Gas Temperature), 블리드 압력 PT, 공기 유입구 패들 각도 IGV(Inlet Guide Vane)와 APU 터빈 효율 NPA를 포함하는 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법.

청구항 11

항공기 보조 파워 유닛(APU) 스타터의 성능 검출 장치로서, 프로세서 및 상기 프로세서로 하여금 다음의 유닛들을 구현하도록 지시하는 컴퓨터 판독가능 명령어들을 저장하는 메모리를 포함하고,

상기 APU를 시동 시스템에 의해 회전시키는 회전 유닛과,

미리 결정된 시간 내에 APU 관련 메시지를 취득하는 메시지 취득 유닛과,

상기 APU 관련 메시지에 근거하여 APU 스타터의 작동 파라미터를 분석하는 메시지 분석 유닛과 - 상기 작동 파라미터는 상기 미리 결정된 시간 내에 시동시간 STA를 포함함 - ,

상기 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA에 근거하여 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 성능 검출 유닛

를 포함하고, 상기 시동시간 STA에 근거하여 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 것은,

상기 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 안정기에 처한 것으로 판정하고,

상기 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 상기 쇠퇴 한계치보다 크고 고장 한계치보다

작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 처한 것으로 판정하고,
 상기 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 상기 고장 한계치보다 클 경우 상기 APU 스타터의 성능이 고장기에 처한 것으로 판정하는 것을 포함하고,
 상기 성능 검출 유니트는 APU 스타터가 안정기에 처해 있을 경우의 상기 편차지수 δ 를 판정하고,
 상기 쇠퇴 한계치는 안정기 편차지수 δ 의 약 1.5~2.0배 정도이고, 고장 한계치는 상기 안정기 편차지수 δ 의 약 2~3배 정도인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 장치.

청구항 12

항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 장치로서,
 프로세서와,
 프로세서와 연결되고 컴퓨터 판독가능한 명령어들을 저장하는 메모리를 포함하며,
 상기 컴퓨터 판독가능한 명령어들은 상기 프로세서 상에서 실행되어, 상기 프로세서로 하여금,
 상기 APU를 시동 시스템에 의해 회전시키는 동작,
 미리 결정된 시간 내의 APU 관련 메시지를 취득하는 동작,
 상기 메시지에 근거하여 시동시간 STA를 포함하는 상기 APU 스타터의 작동 파라미터를 분석하는 동작,
 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 동작
 을 수행하게 하고,
 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 동작은,
 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 안정기에 처한 것으로 판정하는 것과,
 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 상기 쇠퇴 한계치보다 크고 고장 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 처한 것으로 판정하는 것과,
 미리 결정된 시간 내에 상기 시동시간 STA의 편차지수 δ 가 상기 고장 한계치보다 클 경우 상기 APU 스타터의 성능이 고장기에 처한 것으로 판정하는 것을 포함하고,
 상기 APU 스타터가 안정기에 처해 있을 경우 상기 편차지수 δ 가 판정되고,
 상기 쇠퇴 한계치는 안정기 편차지수 δ 의 약 1.5~2.0배 정도이고, 고장 한계치는 상기 안정기 편차지수 δ 의 약 2~3배 정도인 것을 특징으로 하는 항공기 보조 파워 유니트 APU 스타터의 성능 검출 장치.

청구항 13

삭제

청구항 14

삭제

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 발명은 항공기 유니트 성능에 대한 검출방법에 관한 것이고, 특히 항공기 보조 파워 유니트 스타터의 성능 검출 방법에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 항공기 보조 파워 유니트(Airborne Auxiliary Power Unit)는 항공기 꼬리부분에 설치된 소형 터빈엔진으로서 보조 파워 유니트 APU라고 간칭한다. APU의 주요기능은 전원공급과 공기공급이고 일부 APU는 항공기에 추가 추력

제공도 가능하다. 구체적으로, 항공기가 지상에서 이륙 전, APU 전력공급으로 메인 엔진을 가동시킴으로써, 지상의 전원공급과 공기공급이 없이 항공기를 작동시킨다. 지상에 있을 때 APU는 전력과 압축공기를 공급함으로써 객실과 조종실 내의 조명과 공기조절을 보장하기도 한다. 항공기가 이륙할 때, APU는 보조 전원으로 사용될 수 있다. 항공기 착륙 후, 여전히 APU로 전력을 공급하여 조명과 공기조절을 진행한다. APU의 성능이 그 운항 안정성을 결정하게 되고 항공기의 비행 코스트와 서비스 품질과도 직접 연관되어 있는 것이다.

[0003] APU를 점화시동하는 것은 스타터를 통해 완성된다. 항공 가스 터빈 엔진의 구성과 순환과정은 항공 가스 터빈 엔진이 자체로 점화시동 될 수 없음을 결정한다. 이는 정지된 엔진 중 직접 오일을 분사하여 점화하게 되면, 공기 압축기가 회전하지 않기에 앞부분 공기압력이 없어 가스가 뒤로 유동할 수 없어 터빈을 회전시킬 수 없게 되며 이는 연소실과 터빈 가이드 패들을 다 태워버릴 수 있다. 따라서, 가스 터빈 엔진의 시동특징은 우선 기류를 유동시킨 후 점화하여 연소시킨다. 즉, 엔진이 우선 회전한 후 시동을 걸어야 한다. 이러한 시동특징에 따라 점화 연소 전 우선 스타터로 전기 에너지 소모를 통해 엔진을 회전시켜야 한다.

[0004] APU의 시동과정은 APU 회전자를 정지상태로부터 안정한 작동상태로 넘어가게 하는 가속과정이다. 즉, APU 회전자 0으로부터 95% 이상으로 가속되는 작동과정이다. 이 과정에 있어서, APU 회전자가 소정된 시간내에 소정된 작동 회전속도에 도달하여 안정된 작동상태로 진입할 수 있는가 하는 것은 주로 APU 회전자가 시동과정에서 얻는 토크 크기에 의해 결정된다. 스타터의 작동시간의 증가에 따라, 내부의 전자기마당 변형, 동, 철손실의 증가 및 기계적 마찰손실 등 원인으로 인해 카본 브러쉬의 접촉성이 낮아지거나 또는 내부 마찰력이 증가한다. 따라서 효율이 점차 내려가며, 출력 파워도 점차 내려간다. 스타터의 출력 파워가 일정한 정도로 내려가게 되면 스타터는 APU 회전자로 하여금 충분한 토크를 얻을 수 있게 하지 못한다. 즉, 스타터가 효력을 상실하게 된다.

[0005] APU 스타트는 APU의 중요한 유닛으로서 일단 스타터가 효력을 상실하게 되면 그 직접적인 결과로 APU가 시동하여 작동할 수 없게 되어 비행취소를 하게 된다. 통계에 따르면, 스타터 고장이 APU 고장 총 수의 약 절반을 차지하며, 또한 APU 정상작동의 주요 장애이며, APU 정비수준을 개선하는데 있어서 반드시 해결하여야 할 주요 과제이다. 현재로서는 APU 스타터에 대한 유효한 정비방법이 없으며, 사후에 정비를 진행할 수밖에 없다. 또한, 스타터의 성능쇠퇴가 비교적 빠르기 때문에 (통상 쇠퇴단계에 진입해서부터 고장이 발생하기까지 30 비행시간 이내이다) 예비 유닛 수배시간을 남겨 두어 항공기 APU 스타터 성능의 쇠퇴현상에 신속히 대응하게 하는 필요성을 가지게 한다. 이는 항공기의 정시운항에 있어서 매우 중요하다. 동시에 재고를 더욱 정확히 공제할 수 있게 하고 심지어 무재고를 실현할 수 있게 한다.

발명의 내용

해결하려는 과제

과제의 해결 수단

[0006] 종래기술에 존재하는 상술한 기술적 과제를 해결하기 위해 본 발명의 한 측면에 따르면, 일정한 시간내의 복수개 시점에서의 APU 관련 메시지를 취득하는 단계와, 상기 메시지에 근거하여 시동시간 STA를 포함하는 상기 APU 스타터의 작동 파라미터를 취득하는 단계와, 상기 시간내의 상기 시동시간 STA의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 산출하는 단계와, 상기 편차지수 δ 에 근거하여 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 단계를 포함하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 방법을 제공하는 것이다.

[0007] 상기 방법에 있어서, 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 단계는 상기 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 안정기에 처한 것으로 판정하는 단계와, 상기 편차지수 δ 가 상기 쇠퇴 한계치보다 크고 고장 한계치보다 작을 경우 상기 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 처한 것으로 판정하는 단계와 상기 편차지수 δ 가 상기 고장 한계치보다 클 경우 상기 APU 스타터의 성능이 고장기에 처한 것으로 판정하는 단계를 포함한다.

[0008] 상기 방법에 있어서, 상기 APU 스타터가 안정기에 처해 있을 경우의 상기 편차지수 δ 를 판정하는 단계를 진일보로 포함하고, 그 중, 상기 쇠퇴 한계치는 약 상기 안정기 편차지수 δ 의 1.5~2.0배 정도이고, 고장 한계치는 상기 안정기 편차지수 δ 의 약 2~3배 정도이다.

- [0009] 상기 방법에 있어서, 상기 시간내는 약 2~3일이다.
- [0010] 상기 방법에 있어서, 상기 시간내에 약 5~10개의 APU와 관련된 메시지를 취득한다.
- [0011] 상기 방법에 있어서, 다음 APU 관련 메시지에 의해 얻은 시동시간 STA_{next} 을 확정하는 단계와, STA_{next} 이 $AVG+n\delta$ 보다 클 경우 다음 APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 STA_{next+1} 가 $AVG+n\delta$ 보다 큰지를 판정하는 단계와 APU 관련 한 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA 이 연속 $AVG+n\delta$ 보다 큰 횟수가 미리 설정한 횟수 Z 보다 클 경우 경보를 발령하는 단계를 진일보 포함하고, 그 중, n 는 2~5이고 Z 는 3~5이다.
- [0012] 상기 방법에 있어서, APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA 이 연속 $AVG+n\delta$ 보다 작을 경우 상기 시동시간 STA 의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 다시 산출한다.
- [0013] 상기 방법에 있어서, APU 관련 메시지에 근거하여 얻은 시동시간 STA 이 연속 $AVG+n\delta$ 보다 큰 횟수가 미리 설정한 횟수 Z 보다 클 경우 상기 시동시간 STA 의 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 다시 산출한다.
- [0014] 상기 방법에 있어서, 상기 편차지수 δ 는 표준편차이다.
- [0015] 상기 방법에 있어서, 상기 n 는 2 또는 3이고, 상기 Z 는 3이다.
- [0016] 상기 방법에 있어서, APU 연료 유닛이 정상적으로 작동하는지를 판정하는 단계를 진일보로 포함한다.
- [0017] 상기 방법에 있어서, APU의 기타 파라미터가 정상상태를 유지하는지를 판정하는 단계를 진일보로 포함하고 상기 기타 파라미터는 APU 배기온도 EGT, 블리드 압력 PT, 공기 유입구 패들 각도 IGV와 APU 터빈효율 NPA를 포함하고, 하지만 이에 한정되지 않는다.
- [0018] 본 발명의 다른 한 측면에 따르면, 일정한 시간내의 APU 관련 메시지를 취득하는 메시지 취득 유닛과, APU 스타터의 작동 파라미터를 분석하는 메시지 분석 유닛과, 상기 스타터의 작동 파라미터에 근거하여 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 성능 검출 유닛을 포함하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 장치를 제공하는 것이다.
- [0019] 본 발명의 또 다른 한 측면에 따르면, 프로세서와, 프로세서와 연결되고 컴퓨터 판독가능한 코드를 저장하는 메모리를 포함하며, 상기 컴퓨터 판독가능한 코드는 프로세서를 작동시켜 일정한 시간내의 APU 관련 메시지를 취득하여, 취득한 메시지에 근거하여 시동시간 STA 를 포함하는 상기 APU 스타터의 작동 파라미터를 분석하며, 상기 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 장치를 제공하는 것이다.

도면의 간단한 설명

- [0020] 이하 도면을 참조하여 본 발명의 바람직한 실시예에 대하여 진일보로 상세히 설명한다. 도면에 있어서,
- 도 1은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 APU 구성을 나타내는 예시도이다.
- 도 2는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 APU 스타터의 구성을 나타내는 예시도이다.
- 도 3은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 APU 스타터의 성능변화를 나타내는 곡선도이다.
- 도 4는 APU 스타터의 시동시간 데이터의 통계 추세를 나타내는 도면이다.
- 도 5는 에어버스사의 A13 메시지의 일 실예를 나타내는 도면이다.
- 도 6은 본 발명의 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능 검출 방법을 나타내는 순서도이다.
- 도 7은 본 발명의 다른 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능 검출 방법을 나타내는 순서도이다.
- 도 8은 본 발명의 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능변화를 나타내는 실예이다.
- 도 9는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출시스템의 구성을 나타내는 예시도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

- [0021] 본 발명의 실시예의 목적, 기술안 및 장점을 더욱 명확히 설명하기 위하여 이하 본 발명의 실시예 도면을 참조하여 본 발명의 실시예 기술안을 명료하게 그리고 완정하게 설명한다. 하지만, 이하에서 설명하는 실시예는 본

발명의 전부 실시예가 아니고 일부분 실시예에 속할 뿐이다. 본 발명의 실시예에 기초하여, 본 기술분야의 통상적인 지식을 가진자에 의해 그 어떠한 창조적인 노동을 거치지 않고 얻는 기타 모든 실시예 역시 본 발명이 보호하고자 하는 범위에 속한다.

[0022] 이하 상세한 설명에 있어서, 본 출원의 특정된 실시예를 설명하기 위한, 본 출원의 일부를 구성하는 각 명세서 도면을 참조할 수 있다. 도면에 있어서, 유사한 부호는 서로 다른 도면 중 대체적으로 유사한 구성을 나타낸다. 본 기술분야의 통상적인 지식을 가진자가 실시 가능하도록 본 출원의 각 특정된 실시예에 대해서는 하기에서 상세한 설명을 진행한다. 물론, 기타 실시예를 이용할 수 있거나, 또는 본 출원의 실시예를 구조적, 논리적 또는 전기적 변형을 할 수 있음을 이해해야 할 것이다.

[0023] 도 1은 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 APU 구성을 나타내는 예시도이다. 도시한 바와 같이, 항공기는 주로 전력부(100), 로드부(200), 및 유니트부(300)를 포함한다. 그 중, 전력부(100)는 주로 파워 공기 압축기(110), 터빈 유니트(120), 및 배기 유니트(130) 등을 포함하고 로드부(200)는 주로 로드 공기 압축기(210)를 포함하고 유니트부(300)는 주로 로드 기어박스(310), 스타터(320), 및 발전기(330) 등을 포함한다. 공기 유입 유로에 유입된 기류는 두 갈래로 나뉘는데 한 갈래는 파워 공기 압축기(110)와 터빈 유니트(120)에 유입되어 주로 APU를 회전시키는데 사용된다. 이어 기류는 배기 유니트(130)에 의해 배출된다. 다른 한 갈래 기류는 로드 공기 압축기(210)에 유입되는데 로드 공기 압축기에 의해 증압되어 항공기용 압축공기를 발생하는데 사용된다. 이 기류의 유입구에는 유량 조절용 밸브(유입구 기류 가이드 패들)가 있다. 상기 유량 조절용 밸브는 항공기의 압축 공기에 대한 수요에 따라 리얼 타임으로 밸브(패들)의 개도를 조절해 로드 공기 압축기에 유입된 공기량을 제어한다.

[0024] 도 2는 본 발명의 일실시예에 따른 APU 스타터의 구성을 나타내는 예시도이다. 스타터(302)의 주요부분은 DC 모터 어셈블리(321)이며 V형 클립(322) 및 O형 링(323)을 통해 기어박스(310)에 연결된다. DC 모터 어셈블리(321)에는 DC 전원공급 배선 파일(pile)(324) 및 전기 브러시 마모 표시기(325)가 있다. 통상적으로 스타터의 두 개의 전원공급배선파일(324)의 일단에는 28V DC가 접입되고 다른 일단은 접지된다. 전기 브러시 마모 표시기(325)에는 비닐 커버를 통해 선명히 보이는 핀이 설치되어 있다. 표시기 핀을 표시할 경우 전기 브러시는 사용할 수 있다. 표시기 핀을 표시하지 않을 경우 반드시 스타터의 전기 브러시를 교체하여야 한다.

[0025] 본 발명의 일 실시예에 따르면, 시동 시스템은 항공기의 DC시스템으로부터 전력을 얻어 28V의 DC 전압을 배터리 버스 바(BAT BUS)에 공급하고 전기 접촉기를 통해 스타터에 공급한다. 시동 시스템은 APU 회전자를 회전 및 가속시켜 연료와 점화 시스템이 작동상태에 들어갈 수 있는 속도에 도달하게 한 후 연료를 점화 연소시켜 APU를 진일보로 가속시킨다. 회전속도가 APU 정상 회전속도의 35% 내지 60%에 도달한 후 스타터를 off하는 동시에 APU를 계속 가속시켜 정상작동 회전속도에 도달하게 한다. 예를 들면, APS3200형 APU일 경우, 회전속도가 APU 정상 회전속도의 55%일 때 스타터를 off하고, GTCP131-9A형 APU일 경우, 회전속도가 APU 정상 회전속도의 50%일 때 스타터를 off한다.

[0026] 스타터의 성능변화는 일정한 규칙을 준수한다. 즉, 사용전기와 중기에 스타터의 성능이 비교적 안정적이거나 사용 후기에 성능퇴화가 발생하여 고장까지 발생할 수 있다. 도 3은 APU 스타터의 성능변화 곡선을 나타내는 예시도이다. 도면으로부터 사용시간의 증가에 따라 항공기 APU 스타터의 성능이 점차 퇴화되고 쇠퇴지수가 점차 증가됨을 알 수 있다. APU 스타터의 성능의 쇠퇴지수가 비교적 안정할 경우 그 성능은 안정기에 처해 있고 APU 스타터의 성능퇴화가 점차 빨라질 경우 그 성능은 쇠퇴기에 처하게 되고 APU 스타터의 쇠퇴지수가 어느 한계치를 초과할 경우 성능은 고장기에 들어가게 되어 수시로 고장이 발생할 수 있게 된다. APU 스타터가 고장기에 들어간 후에는 APU의 사용에 영향을 줄 뿐만 아니라 서비스 품질과 비행 안전에도 불리한 후과를 초래하고 비계획적인 정비가 쉽게 발생하여 항공편의 연착과 비행취소를 초래하게 된다.

[0027] 항공기 APU 스타터의 성능은 주로 APU의 시동시간으로 표시된다. 도 4는 APU 스타터의 성능변화가 APU 시동시간 데이터 변화를 초래한 통계 추세를 나타내는 도이다. 도 4에서 도시한 바와 같이, 스타터가 안정기에 처해 있을 경우 APU 시동시간의 변화 범위는 매우 작고 APU 스타터가 쇠퇴기에 처해 있을 경우 APU 시동시간은 위로 급변하며 결국 고장이 발생하여 APU가 시동할 수 없게 된다. 또한, 도 4에서 알 수 있는바, 쇠퇴기에 들어간 후부터 고장이 발생할 때까지의 시간은 매우 짧다. 따라서, 스타터의 쇠퇴기에 대한 검출이 아주 중요하다는 것을 알 수 있다.

[0028] 종래기술에는 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 진입했는지를 검출할 수 있는 장치가 아직 존재하지 않는다. 하지만, 본 발명의 실시예는 이를 검출할 수 있다. 쇠퇴기에 대한 검출은 하기 이점이 있다. APU 스타터가 쇠퇴기에 처해 있더라도 고장이 발생할 확률은 여전히 매우 낮다. 이 시기를 선택하여 항공기 정비를 진행할 경우,

비행 안전과 서비스 품질 확보가 가능하다. 이때, 항공회사는 적합한 시기에 항공기 정비를 진행함으로써 비계획적인 정비를 피면할 수 있고 비행연착을 감소할 수 있다. 또한, 정기적인 정비에 따른 정비 코스트 낭비를 피면할 수 있다.

- [0029] STA작동 파라미터를 얻기 위해 여러 가지 방법이 사용될 수 있다. 예를 들면, 항공기 블랙박스 중에 저장된 데이터에 의해 상기 데이터를 얻을 수 있다.
- [0030] 항공기 제조사에서 제공하는 데이터 시스템에 의해 간편하게 상기 데이터를 얻어 지상에서의 리얼 타임 검출을 진행할 수 있다. 예를 들면 에어버스사의 Aircraft Condition Monitoring System(ACMS) 시스템 및 보잉사의 Aircraft Health Monitor(AHM) 시스템은 리얼 타임으로 항공기의 비행 데이터를 검출할 수 있다. 그리고 일정한 트리거 조건을 만족할 경우, 일련의 데이터 정보를 포함한 메시지를 자동적으로 생성한다.
- [0031] 본 발명의 일실시예에 따르면, APU의 작동 데이터는 항공기 데이터 시스템(예를 들면 ACMS 또는 AHM 시스템)을 이용하여 얻을 수 있는 동시에 생성된 관련 메시지 중에 구현된다. 이러한 메시지 정보는 항공기 운항정보 교환 시스템(ACARS Aircraft Communications Addressing and Reporting System)을 통해 지상으로 전송되고 진일보 각 항공사의 서버에 배포될 수 있다. 본 발명의 일실시예에 따르면, APU의 메시지는 항공 통신망(ATN Aviation Telecommunication Network)의 통신장치 또는 시스템을 통해 전송될 수 있다.
- [0032] 기실 종래의 비행 데이터 시스템을 놓고 말하면, APU의 성능검출은 이미 존재하는 아이템이므로 상응한 APU 메시지를 자동적으로 생성하여 ACARS 또는 ATN을 통해 지상으로 전송될 수 있다. 그러나 이러한 검출 데이터는 APU 성능의 쇠퇴검출에는 이용된 적 없다. 예를 들면, 에어버스사의 A13 메시지(APU MES/IDLE REPORT) 또는 보잉사의 APU 메시지가 이러한 APU의 메시지 실예인 것이다. 하기 실시예에서는 에어버스사의 A13 메시지를 실예로 설명하기로 한다. 보잉사의 APU 메시지 처리도 이와 유사하다.
- [0033] 도 5는 에어버스사의 A13 메시지의 일 실예를 나타내는 도면이다. 도시하다시피, A13 메시지는 주로 메시지 헤더, APU 히스토리 정보, 항공기 엔진 시동의 작동 파라미터 및 APU 시동 파라미터 등 4개 부분의 정보를 포함하고 있다.
- [0034] 메시지 헤더는 CC와 C1 단락으로 구성되고 주로 항공기의 항공편 정보, 메시지 생성 비행구간, 블리드 밸브 상태, 전체 온도(즉 외부 온도) 등 정보를 포함한다. APU 히스토리 정보는 E1 단락으로 구성되고 APU 인식번호, 운항시간과 순환 등 정보를 포함한다. 항공기 엔진을 시동하는 작동 파라미터는 N1~S3 단락으로 구성되는데 그 중 N1, S1은 첫번째 항공기 엔진을 시동할 경우의 작동상황을 표시하고 N2, S2은 두번째 항공기 엔진을 시동할 경우의 작동상황을 표시하고, N3, S3은 APU의 엔진 시동 완성 후 APU 공회전시의 상황을 표시한다. 그 중 스타터의 성능에 관련한 데이터가 시동시간 STA이다.
- [0035] 도 5로부터 시동시간 STA이라는 APU 시동 파라미터는 종래의 A13 메시지에 포함되어 있는 것을 알 수 있다. 따라서 해당 메시지에서부터 얻은 데이터를 이용해 본 발명의 APU 스타터의 성능을 검출할 수 있다.
- [0036] 도 6은 본 발명의 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능 검출 방법을 나타내는 순서도이다. 도시한 바와 같이 APU 스타터의 성능 검출 방법 6000에 있어서, 단계 6100에서 항공기 APU 스타터의 어느 한 시점에서의 작동 데이터, 예를 들면 시동시간 STA를 취득한다.
- [0037] 본 발명의 일실시예에 따르면, 단계 6100에서 필요한 정보는 A13 메시지와 같은 APU 메시지에서부터 얻을 수 있다. 예를 들면, 국제 항공통신 공동체 SITA망 제어센터와 중국 민항 데이터 통신회사 ADCC망 제어센터로부터 원격 리얼타임으로 항공기 APU 작동시의 A13 메시지를 얻어 메시지 디코더로 상기 항공기 APU 작동상태 A13 메시지를 디코드하여 필요한 항공기 APU 스타터의 작동정보를 얻을 수 있다.
- [0038] 단계 6200에서, 그 전의 M개 시동시간 STA를 취하여 평균치 AVG 및 표준편차 δ 를 구한다. 본 발명의 일실시예에 따르면, M치는 20일 수 있다.
- [0039] 단계 6300에서, 앞단계에서 구한 편차지수 δ 가 고장 한계치를 초과하는지를 비교한다. 편차지수 δ 가 고장 한계치를 초과할 경우 단계 6310에서 고장경보를 출력한다.
- [0040] 단계 6300에서 비교한 결과 표준 한계치 δ 가 고장 한계치를 초과하지 않는다고 판단할 경우 단계 6400에 넘어가 단계 6200에서 구한 편차지수 δ 가 심각한 쇠퇴 한계치를 초과하는지를 비교한다. 심각한 쇠퇴 한계치를 초과하였다고 판단할 경우, 단계 6410에서 심각한 쇠퇴 경보를 출력한다.
- [0041] 단계 6400에서 편차지수 δ 가 심각한 쇠퇴 한계치를 초과하지 않는다고 판단할 경우, 단계 6500으로 넘어가 단

계 6200에서 구한 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치를 초과하는지를 비교한다. 쇠퇴 한계치를 초과한다고 판단할 경우, 단계 6510에서 쇠퇴 경보를 출력한다.

[0042] 본 발명의 일실시예에 따르면, 우선 경험 데이터에 근거하여 해당 유형의 APU 스타터가 안정기에 처해 있을 경우의 변동률을 분석하고, 그 후 안정기 변동률을 기준으로 기타 한계치를 진일보로 확정한다. 예를 들면, 본 발명의 일실시예에 따르면, 쇠퇴 한계치는 안정기 변화 추세의 1.5~2.0배 정도이고, 고장기 한계치는 안정기 변화 추세의 2~3배 정도이다.

[0043] 이러한 일정한 시간내에 수시로 갱신되는 데이터로 변화 추세를 분석하는 방법을 무빙 윈도우 방법이라 한다. 즉 산출범위에 속하는 점의 개수 M의 선택은 예를 들어 측정시간의 간격 및 제어 책략 등 여러 요소에 의해 결정된다. 무빙 윈도우가 작을수록 데이터 변동률이 정상적 변동의 영향을 쉽게 받아 과다한 오보가 생겨 본 발명의 효과에 영향을 주게 된다. 무빙 윈도우가 클 경우, 변화 추세를 비교적 정확히 반영할 수 있지만, 본 발명의 시효성을 낮추게 되어 신속하고 정확하게 경보정보를 발송할 수 없게 된다. 따라서 무빙 윈도우의 크기는 본 발명에 중요한 영향을 주게 된다. 본 발명의 일실시예에 따르면 매일 2~3개 점을 측정하는 조건하에서 M치는 약 5를 취한다. 본 발명의 다른 일실시예에 따르면 매일 2개 또는 2개 이하 점을 측정하는 조건하에서 M치는 약 10을 취한다.

[0044] 본 발명의 일실시예에 따르면 오보를 감소하고 정확도를 높이기 위해 쇠퇴경보가 연속 2번 이상 나타날 경우에만 APU 스타터의 성능이 쇠퇴기에 진입하였다고 판단하고, 고장경보가 연속 2번 이상 나타날 경우에만 APU 스타터의 성능이 고장기에 진입하였다고 판단한다.

[0045] 도 7은 본 발명의 다른 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능 검출 방법을 나타내는 순서도이다. 도시한 바와 같이, APU 스타터의 성능 검출 방법 7000에 있어서, 도 6에서 도시한 실시예와 유사하게 단계 7100에서 항공기 APU 스타터의 어느 한 작동시간의 작동 데이터, 예를 들면 시동시간 STA를 취득한다.

[0046] 단계 7200에서, 현 시점 전의 M개 시동시간 STA를 취하여 평균치 AVG 및 편차지수 δ 를 구한다. 그 전의 일정 개수의 시점에서의 평균치와 표준편차를 취하는 것은 다음 시점의 판단에 변동범위를 설정하기 위해서이다. 하지만, 노이즈일 가능성이 있는 시점의 수치는 제거하여야 한다. 하기에서 기술하는 고벨류 카운터는 변동이 미리 설정한 범위를 초과하는 편차점을 기록하는데 사용된다. 편차점이 연속 발생하는 횟수가 경보 개수에 도달하지 않을 경우 상기 편차점은 평균치와 표준편차 산출의 샘플범위에 계산되지 않는다. 본 발명의 일실시예에 따른 M치는 20일 수 있다.

[0047] 단계 7300에서, 앞단계에서 구한 편차지수 δ 가 고장 한계치를 초과하는지를 비교한다. 편차지수 δ 가 고장 한계치를 초과할 경우 단계 7310에서 고장경보를 출력한다.

[0048] 단계 7300에서 비교한 결과 표준 한계치 δ 가 고장 한계치를 초과하지 않는다고 판단할 경우 단계 7400에 넘어가 단계 7200에서 구한 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치를 초과하는지를 비교한다. 쇠퇴 한계치를 초과한다고 판단할 경우, 단계 7410에서 쇠퇴경보를 출력한다.

[0049] 단계 7400에서 편차지수 δ 가 쇠퇴 한계치를 초과하지 않는다고 판단할 경우, 단계 7500으로 넘어가 카운터 리셋한다. 이는 앞에서의 판단을 통해 편차점이 이미 끊혀 연속된 편차점의 개수를 산출하려면 카운터 리셋한 후 재카운팅 할 필요가 있다.

[0050] 단계 7600에서, 다음 시점에 대응되는 시동시간 STA이 $AVG+n\delta$ 보다 큰지를 판단한다. 그 중, n치는 제어책략에 의해 결정되고 n치가 비교적 클 경우 급변점에 대한 제어가 비교적 느슨하여 오보를 감소할 수 있으나 경보 누락의 리스크가 존재한다. n치가 비교적 작을 경우 돌변점의 제어가 비교적 엄격하여 경보의 누락을 방지할 수 있으나 빈도 높은 경보발령 가능성이 존재한다. 통상적으로, n치는 2~5이다. 본 발명의 일실시예에서 n치는 3이다.

[0051] 단계 7600에서의 판단결과가 Yes일 경우 단계 7610으로 넘어가고 카운터의 수치에 1을 더한다. 그 후 단계 7620에서 고벨류 카운터의 수치가 미리 설정한 경보 개수와 동일한지를 판단한다. 판단결과가 No일 경우, 단계 7600으로 되돌아간다. 판단결과가 Yes일 경우, 미리 설정한 경보 개수에 연속 도달한 시동시간 STA 이 미리 설정한 정상 변동범위를 초과하고 위로 급변함을 설명한다. 이때 단계 7630으로 넘어가 상승 급변 경보를 발령한다.

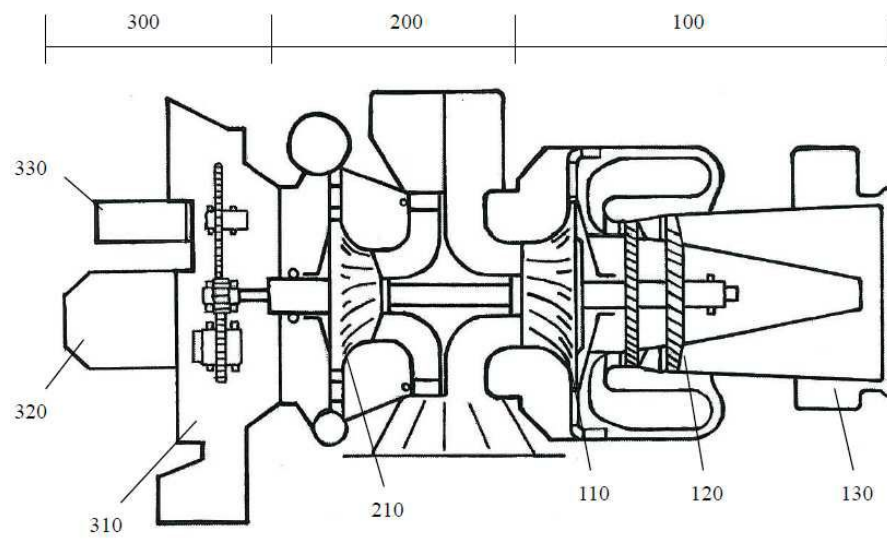
[0052] 본 발명의 일실시예에 따르면 한차례 급변은 여러 원인에 의해 발생할 수 있어 오보 방지를 위해 연속 일정한 개수를 초과할 경우에만 경보를 발령할 필요가 있다. 미리 설정한 경보 개수는 제어 책략과 관련되며 통상적으

로 그 수치는 2~5이다.

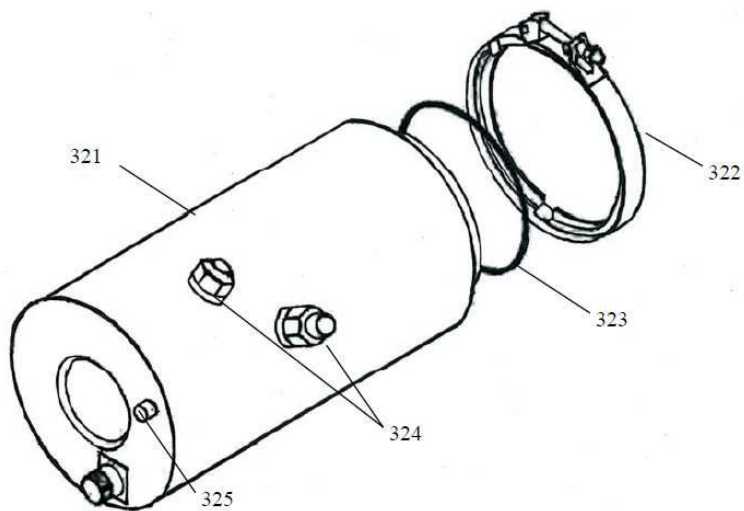
- [0053] 단계 7700에서 카운터 리셋한다. 이는 연속된 편차점의 개수가 미리 설정한 경보 개수에 도달할 경우, 편차점의 출현은 우연적 현상에 속하지 않으며 노이즈로 여기고 배제해서는 안 된다. 이때 카운터 리셋하고 다음 순환에서 단계 7200에 이르기까지 이러한 편차점을 보류하고 참조 샘플 계산에 넣는다. 이 단계가 끝난 후 단계 7100으로 되돌아간다.
- [0054] 도 8은 본 발명의 일실시예에 따른 APU 스타터의 성능변화를 나타내는 실예이다. 그 중 도면의 실선위치에서 APU 스타터를 교체하였다. 도 8에서 도시한 바와 같이, APU 스타터를 교체하기 전 시동시간 STA는 매우 빠르게 상승한다. 앞에서 서술한 방법을 이용하면 STA가 빨리 상승하고, 표준편차와 같은 편차지수도 빨리 상승하여 APU 스타터의 성능이 빠르게 나빠지고 쇠퇴기에 진입하는 경보를 발령한다는 것을 발견하였다.
- [0055] 동시에 주의해야 할 점은, 시동시간 STA를 제외하고 APU의 기타 파라미터는 정상상태를 유지한다. 상기 기타 파라미터는 APU 배기온도 EGT, 블리드 압력 PT, 공기 유입구 패들 각도 IGV와 APU 터빈효율 NPA를 포함한다. 하지만, 이에 한정되는 것은 아니다. 이는 APU의 스타터 고장의 하나의 중요한 특징이다.
- [0056] 다른 한가지 주의해야 할 점은 APU 연료 유닛 FCU의 성능이 나빠지는 표현도 이와 아주 비슷하다. 따라서, 연료 제어 유닛의 고장과 구별하여야 한다. 우선, 시동시간 STA의 표준편차가 모두 이산되지만 APU의 연료 유닛 FCU의 성능이 악화될 경우, 시동시간 STA의 악화속도가 조금 느리지만 STA가 가끔 좋아졌다 나빠졌다하여 분산면적이 더 크다. 스타터가 고장이 발생할 경우, 통상적으로 STA가 일방적으로 상승하고 속도도 더 빠르다. 그리고 APU 연료 유닛 FCU의 성능이 나빠질 경우 STA를 제외한 기타 파라미터는 양호한 상태를 유지하지만, 오일 공급이 불안정하기에 NPA와 EGTP도 점차 악화된다.
- [0057] 도 9는 본 발명의 일실시예에 따른 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 시스템의 구성을 나타내는 예시도이다. 도 9에 도시된 바와 같이, APU 스타터의 성능 검출 장치는 일정한 시간내의 APU 관련 메시지를 취득하는 메시지 취득 유닛(901)와, 필요한 APU 스타터의 작동 데이터를 분석하는 메시지 분석 유닛(902)와, 상기 스타터의 작동 데이터에 근거하여 APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정하는 성능 검출 유닛(903)를 포함한다.
- [0058] 본 발명의 일실시예에 따르면, 항공기 보조 파워 유닛 APU 스타터의 성능 검출 장치는 프로세서와, 프로세서와 연결되고 컴퓨터 판독가능한 코드를 저장하는 메모리를 포함한다. 상기 컴퓨터 판독가능한 코드는 프로세서를 작동시켜 하기의 단계를 실행한다. 일정한 시간내의 APU 관련 메시지를 취득하고, 취득한 상기 메시지에 근거하여 시동시간 STA를 포함하는 상기 APU 스타터의 관련 작동 파라미터를 분석하고, APU 스타터의 성능이 안정기, 쇠퇴기, 심각한 쇠퇴기 또는 고장기에 처해 있는지를 판정한다.
- [0059] 상기 실시예는 단지 본 발명을 설명하기 위한 것일 뿐 본 발명은 상기 실시예에 한정되는 것이 아니다. 본 기술분야의 통상지식을 가진자라면 본 발명의 범위를 벗어나지 않는 전제하에서 기타 여러 가지 변경과 변형을 진행할 수 있다. 따라서, 모든 균등한 기술안도 본 발명의 공개범위에 속하는 것이다.

도면

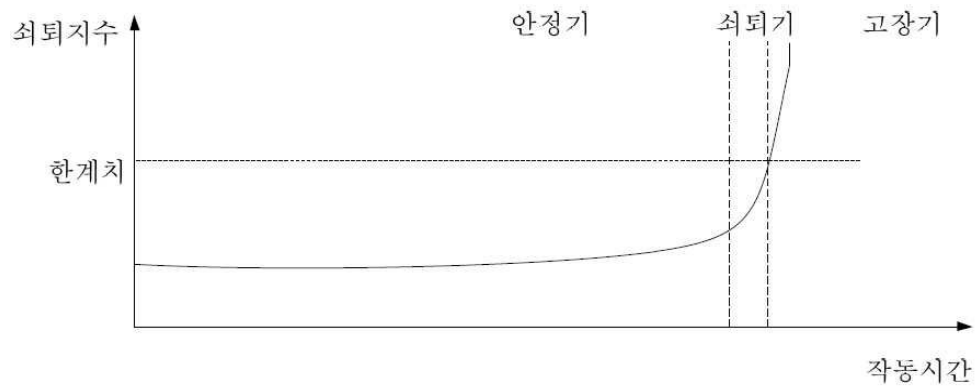
도면1



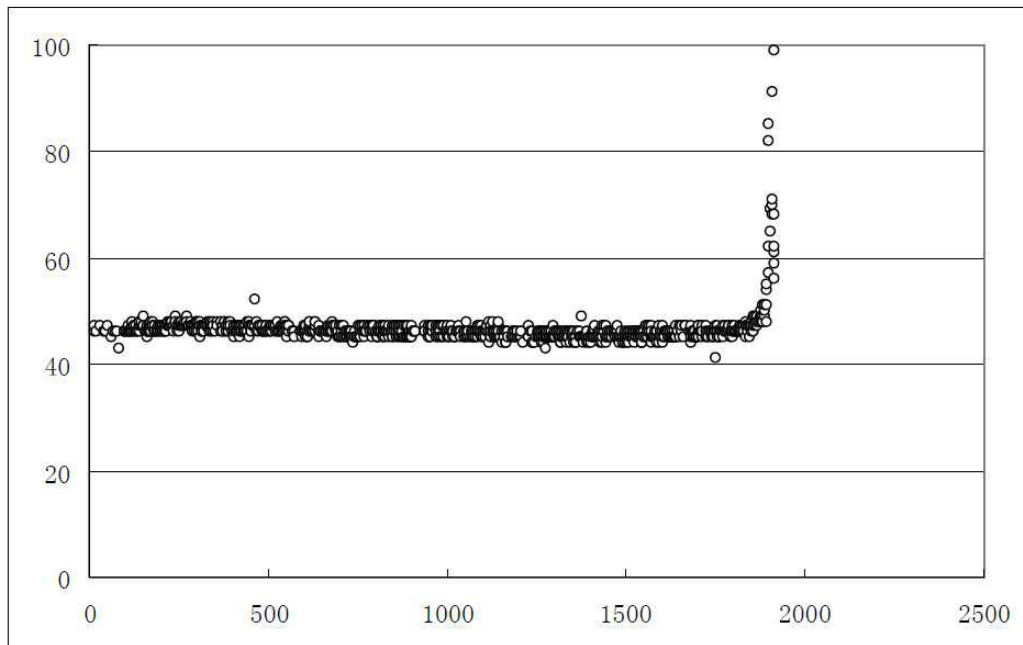
도면2



도면3



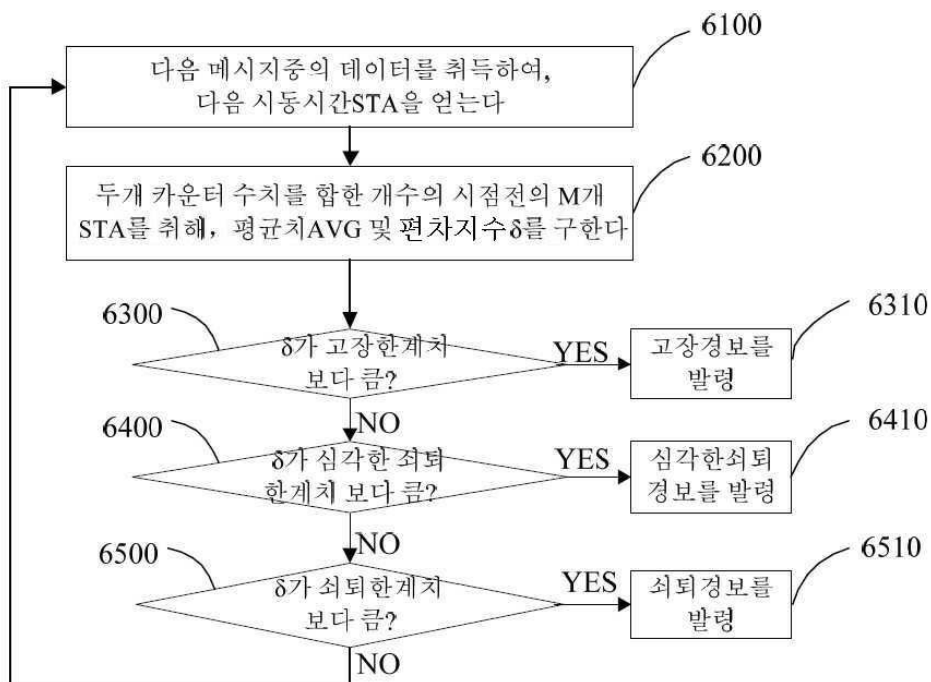
도면4



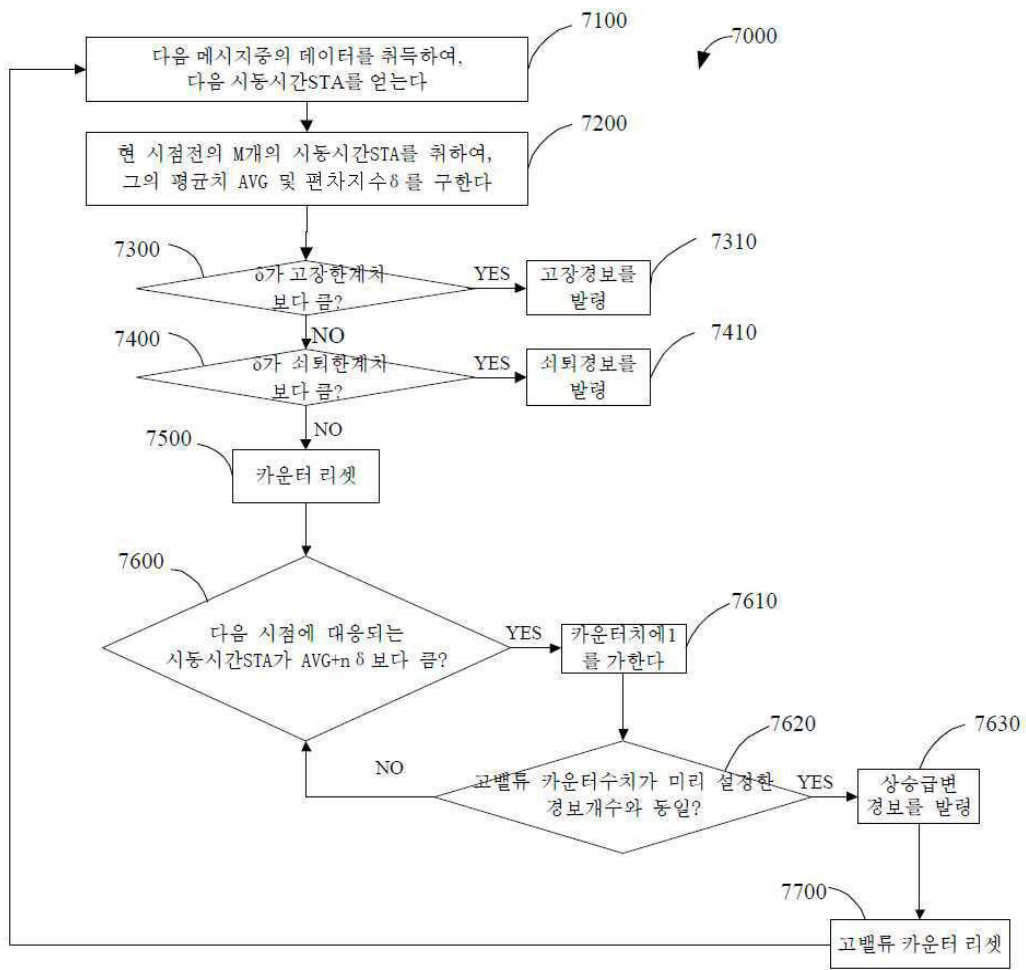
도면5

APU MES/IDLE REPORT <13>							
	A/C ID	DATE UTC	FROM	TO	FLT		
	항공기	UTC 일자	이륙	착륙	항공편		
	번호				번호		
CC	BXXXX	yyyy-dd-mm xx:xx:xx	-	-	-		
	PH	CNT	CODE	BLEEDSTATUS	APU		
	비행구간	카운팅	트리거코드	블리드밸브상태	APU 블리드밸브		
C1	11	76401	4000	16 0000 1 00000 19	1		
	TAT	ALT	CAS	MN	GW	CG	DMU
	전체온도	해발고도	산출대기속도	마하수	전체중량	부계중심	버전
CE	23.3	150	-	-	65600	29.2	I71CA2
	ASN	AHRS	ACYC	PHAD			
	APU 인식번호	APU 시간	APU 순환	APU 성능조절			
E1	2056	18477	16894	4000			
	ESN	ACW1	ACW2	NA	EGTA	IGV	
	엔진번호	제어워드 1	제어워드 2	회전속도	배기온도	IGV 위치	
N1	011909	00000	0A000	99.7	588	-5	
N2	011473	00000	0A000	99.8	580	-5	
N3	000000	00000	04000	99.8	388	82	
	P2A	LCIT	WB	PT	LCDT	OTA	GLA
	공기유입압력	로드공기압축기	블리드유량	블리드압력	로드공기압축기	윤활유온도	APU 발전기
		유입구온도			유출구온도		로드
S1	.956	33	.41	3.99	XXXX	110	38
S2	.952	32	.41	3.99	XXXX	110	27
S3	.96	32	0	1.17	XXXX	107	0
	STA	EGIP	NPA	OTA	ICIT		
	PREVIOUS APU START (APU 시동파라미터)						
	시동시간	EGT 피크치	피크치 EGT	윤활유온도	로드공기압축기		
			회전속도		유입구온도		
V1	49	808	35	110	32		

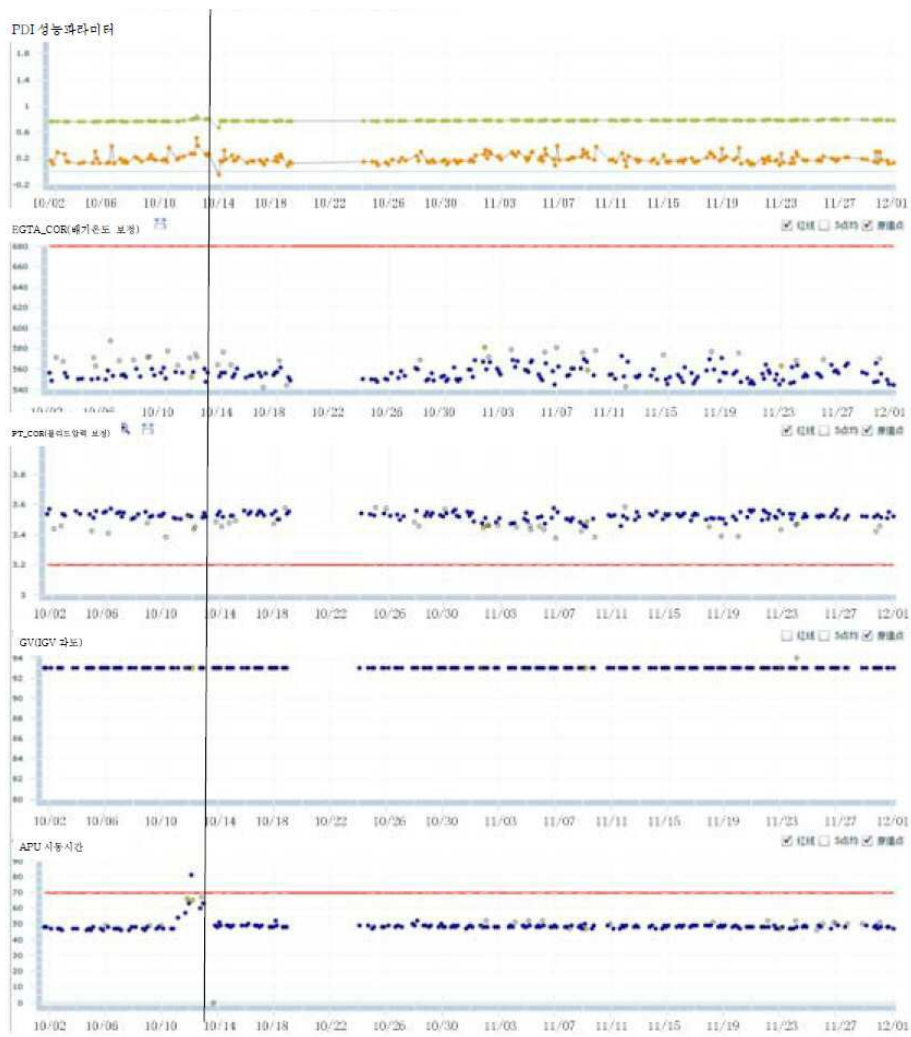
도면6



도면7



도면8



도면9

