

(19) 대한민국특허청(KR)

(12) 특허공보(B1)

(51) Int. Cl.⁴
F42B 15/00(45) 공고일자 1986년03월15일
(11) 공고번호 86-000220

(21) 출원번호	특1982-0004174	(65) 공개번호	특1984-0001706
(22) 출원일자	1982년09월15일	(43) 공개일자	1984년05월16일

(30) 우선권주장 347660 1982년02월10일 미국(US)

(71) 출원인 제너럴 다이내믹스 코오포레이션 랠프이. 호즈, 주니어
미합중국, 캘리포니아, 포모나, 웨스트미션 불버드 1675

(72) 발명자 앤터니 디토마소
미합중국, 캘리포니아, 엑랜드, 노스퍼스트 애비뉴 1317
로날드 티. 잉글리스
미합중국, 캘리포니아, 라구나비치, 스카이라인 드라이브 1091
리차드 씨. 월리
미합중국, 캘리포니아, 포모나, 데니슨스트리트 1839

(74) 대리인 이병호

심사관 : 연규철 (책자공보 제1143호)(54) 자기-직립날개의 날개하우징 및 덮개 해제 조립체**요약**

내용 없음.

대표도**도1****영세서**

[발명의 명칭]

자기-직립날개의 날개하우징 및 덮개 해제 조립체

[도면의 간단한 설명]

제1도는 자기-직립 날개와 결합한 전형적인 미사일의 사시도.

제2도는 날개가 절첨되어 내장된 미사일 몸체의 날개 단면의 측면도.

제3도는 직립위치에 있는 한 날개 유니트의 상면도.

제4도는 제3도의 선(4-4)을 따라 절취하여 도시한 단면도.

제5도는 제3도의 선(5-5)을 따라 절취하여 도시한 단면도.

제6도는 제2도의 선(2-2)을 따라 절취하여 도시한 단면도.

제7도는 제2도의 선(7-7)을 따라 절취하여 도시한 단면도.

제8도는 덮개가 해제되고 날개가 직립된 제7도와 유사한 단면도.

제9도는 제4도의 선(9-9)을 따라 절취하여 도시한 확대단면도.

제10도는 덮개 래치가 해제 위치에 있는 상태를 도시한 제5도의 일부와 유사한 확대단면도.

* 도면의 주요부분에 대한 부호의 설명

10 : 원통몸체	12 : 앞부분
14 : 외향 연장날개	16 : 종방향 연장 슬롯
18 : 조정 흰(fin)	20 : 하우징몸체
22 : 다중폭 슬롯	24 : 기저판

- | | |
|--------------------|------------------|
| 26 : 해체식 덮개 | 28 : 브래켓 |
| 30 : 종단 힌지 브래켓 | 32 : 하단외부관형 지주부재 |
| 34 : 상단 내부 관형 지주부재 | 36 : 힌지 핀 |
| 38 : 압압 스프링 | |

[발명의 상세한 설명]

본 발명의 로켓트 및 미사일에 관한 것으로, 특히 이러한 미사일용의 절첩 가능한 날개 구조물에 관한 것이다.

대부분의 로켓트와 미사일은 비행중에 미사일을 안정시키기 위한 날개 안정기 구조물을 사용한다. 미사일은 종종 관형 발사기내에 저장되고 이 발사기로부터 발사되며 종종 비행기나 다른 미사일로부터 전개된다. 이러한 상태하에서 종종 미사일이 발사될때까지 미사일의 공간을 최소화 시켜야 했다. 과거에는 이러한 미사일에 필요한 공간을 최소화 시키기 위해서 다양한 형태 및 구조의 절첩 날개가 사용되어 왔다.

공간을 활용하려면 절첩 날개 구조물이 최소공간으로 절첩될 수 있어야 한다. 또한, 미사일이 비행 특성이 전개된 날개 구조물의 안정성과 성능을 최적하게 해야 한다. 그러므로 절첩날개 구조물이 고성능 비행특성을 갖고, 동시에 최소공간으로 절첩될 수 있는 것이 바람직하다.

공동 또는 날개 하우징은 절첩된 날개를 내장하기 위한 기체 구조물안에 마련되어야만 하고 날개가 연장가능하도록 기체 외부로 개방되어야만 한다. 안정한 덮개는 과대한 양력을 제거하고 날개 구조물을 효과적으로 내장하며 날개가 방해없이 연장될 수 있게 하는 기능을 하는 개구부를 갖추어야 한다.

그러므로 본 발명의 주요목적은 절첩식 날개의 개량된 날개 지지구조물을 제공하는 것이다.

본 발명의 주요형태에 따르면, 절첩될 수 있고 연장될 수 있는 날개의 신축자재(telescopic)날개 지지구조물은 기체상에 장착된 소형 하우징내의 동일선형위치에 신축자재로 압압되는 선단 지주와 종단지주를 포함하는 내부 및 외부 신축자재 지주부재와, 날개가 연장될 수 있도록 투하되는 해제가능한 덮개와 함께 완전히 전개된 연장위치로 날개가 연장되는 개구를 포함한다.

첨부된 도면을 참조하여 본 발명의 상기 장점 및 그외의 다른 장점들에 대해서 상세하게 기술한다.

제1도에 의하면, 원통형 몸체(10)과, 원추형 두부(12)와, 이 몸체(10)내의 다수의 종방향 연장 슬롯(16)으로부터 외향으로 연장된 다수의 방사상 외향 연장날개(14)를 갖고 있는 미사일이 도시되어 있다. 다수의 안내 또는 조정 훈 또는 방향타(18)는 미사일 몸체의 종단부로부터 방사상 외향으로 연장된다.

미사일은 적당한 안내 및 추진 시스템 형태와 필요한 탄두형태를 가질 수 있다. 미사일은 지상차량 또는 위치, 비행기, 또는 그외의 다른 미사일과 같은 적당한 방법으로 발사될 수 있다. 그러나, 본 발명의 공간 절약 개발점은 주로 공간과 안정성이 우수한 다른 미사일에 의해 이송된 미사일에 이용할때 생긴다.

날개는 적당한 형태로될 수 있는데, 도시한 실시예에서는 일반적인 삼각형 형태로 되어 있다. 날개 구조 덮개(66)은 경량 나일론이나 대크론(dacron)과 같은 가요성 재료로 구성되고 연장위치에 지지지주조립체를 정밀하게 조화되는 방법으로 절단 및 재단되어 있다.

날개 조립체는 자장되어 있고 로켓트 몸체내의 슬롯을 통해 날개를 연장 또는 수축시키도록 배치된 로켓트 몸체내에 분리가능하게 장착될 수 있는 완전히 동작할 수 있는 변환유니트이다. 날개 조립체는 날개를 내부로 절첩시키는 챔버 또는 공동을 형성한 하우징의 길이를 연장시키는 기다란 디중폭 슬롯(22)를 갖고 있는 챔널 하우징(20)을 포함한다. 하우징(20)은 미사일의 표면형태와 조화된 외부 형태 또는, 만곡부를 갖고 있고, 수축된 날개개구를 덮기 위한 해체식 덮개(26)를 포함하고 있는, 다음에 기술할 장치를 포함한다. 하우징 몸체(20)은 제7도 내지 제9도에서 가장 잘 알 수 있는 바와 같이 기저판(24)을 포함한다. 기저판(24)은 하우징(20)에서 분리될 수 있고 날개지주의 주요 장착 구조물로서 작용한다. 이 판(24)는 기저판과 하우징 사이의 날개 덮개 구조를 클램프 시키도록 작용하기도 한다.

하우징은 절첩된 날개 지주 조립체와 이것의 구조 덮개를 수용하고 봉입하기 위한 폭과 깊이로 되어 있고, 수축된 날개 구멍을 덮기 위해 제7도와 제8도에 도시한 것과 같은 분리 가능한 덮개(26)를 포함한다. 날개 하우징은 미사일 외판내의 개구에 장착된다.

날개 구조의 지지 지주 조립체는 제4도에 가장 잘 도시되어 있고, 기저판(24)의 전방단부에 장착된 전방힌지 브래켓(28)위에 피버트 가능하게 장착 또는 힌지된 전방 지주 조립체와, 기저판(24)에 고정된 종단 힌지 브래켓(30)에 피버트 가능하게 장착된 종단 지주를 포함한다. 전방 지주는 브래켓(28)에 피버트 가능하게 장착 또는 힌지되고 종단 지주에 외단부에 있는 힌지핀(36)에 의해 피버트 가능하게 고정된 내부 상부 관형 지주부재(34)를 신축자재로 수용하는 하부 외부 관형 지주부재(32)를 포함한다. 압압 스프링(38)은 하부 및 상부 관형부재(32와 34)의 구멍내에 장착되고 이것의 전체길이만큼 연장된다. 이 스프링은 양호하게도 정상상태에서 지주를 연장위치에서 내장하도록 최외부 위치가 충분히 압압된 상태로 있다.

종단 지주는 힌지 브래켓(30)에 힌지된 저부관형 지지부재(40)을 포함하고 있는 선단 지주와 동일하고, 내부 또는 외부 관형 지지부재(42)를 신축자재로 수용한다. 압압 스프링(44)은 관형 부재들의 구멍내에 있게 되고 이것의 전체 길이만큼 연장되며 유사하게도 지주를 연장위치에서 내장하도록 최

외부 위치가 충분히 압압된 상태로 있다.

내부 지주부재(34)의 외단부는 내부 지주부재(42)의 힌지부재(48)를 수용하는 분기 힌지 브래켓 부재(46)를 포함한다.

각 지주는 날개 적재시에 지주를 압압하지 못하게 하기 위해 연장 또는 비 절첨 로크(도시하지 않음)를 갖추고 있다. 이 로크들은 상부 지주부재의 벽내의 좁은 U형 슬롯을 절단함으로써 핑거(finger)와 같이 형성된다. 핑거는 외향으로 바이어스 될때 외부 지주부재(32 또는 40)의 외단부와 맞물리도록 상부 지주(34 또는 42)의 개방단부를 향하는 자유단부가 외향으로 구부려져 있다.

최소한 한개의 지주는 지주들이 동일선형 또는 절첨위치에 있을때 외부 지주부재가 우발적으로 회전하지 못하게 하도록 비회전 로크를 갖추고 있다. 제4도와 제6도에 의하면, 비회전 도크가 제공되는데, 이것들은 각각 제6도에 도시한 바와같이 동일선형 위치에 지주 조립체를 완전히 절첨시킬때 하부 지주부재(32와 40)의 외단부에서 슬롯(58과 60) 맞물리는 위치에서 상부 지지부재로부터 외향으로 연장된 핀(54와 56)으로 구성된다. 각각의 지주마다 한개씩, 2개의 로크가 도시되어 있으나, 대부분의 경우에는 단일 로크가이 목적으로 사용된다.

제4도를 참조하면, 판스프링(62)는 제6도에 도시한 바와같이 지주들이 절첨위치로 절첨될때 힌지핀(36)밑에서 지주조립체와 맞물려서 이에 힘을 가할 수 있도록 지주 조립체 바로 밑에 배치된 기저판(24) 위에 배치 또는 장착된다. 이 스프링(62)는 지주들이 절첨 위치에서 로크되지 않게 하기 위해 지주에 초기 외향 추진력을 제공한다.

이미 기술한 바와 같은 날개의 구조덮개(66)은 지주 구조물을 둘러싸는 형태로 되어 있고 기저판(24)과 하우징 사이클 클램핑 시킴으로써 날개 하우징(20)에 고정되고 제7도와 제8도에 도시한 바와같이 주변 클램프판(64)을 포함하고 있는 저부 또는 연부(67)를 포함한다. 이것들은 날개 구조가 날개하우징에 고착되게 한다.

상술한 날개 구조물은 절첨위치로 절첨될 수 있고 이 구조덮개는 제7도에 도시한 바와같이 날개하우징내에서 로울될 수 있다. 이것은 2개의 지주들을 신축자재로 압압 또는 절첨시키는 방향으로 지주로크를 압압하고 날개의 선단부에 힘을 인가함으로써 이루어진다. 지주들은 점점 짧게 되고, 이 지주들이 제6도와 제7도에 도시한 바와 같이 동일선형으로 되고 기저판(24)를 향해 되게 완전 절첨위치에 도달할때까지 하부 힌지핀 주위에서 피보트 된다. 이때, 2개의 지주들내의 압압스프링(38과 44)은 최대힘을 내는 고상 높이 부근까지 완전히 압압된다. 그러나, 지주들이 이 위치에 있으면, 스프링력은 동일선형 또는 동방향으로 있게 되고 날개를 개방시키지 않게 된다. 날개를 최초로 전개시키기 위해서는, 이 위치로부터 지주를 바이어스 시켜야 한다. 이것은 지주들내의 압압스프링이 완전히 연장된 위치로 외향으로 날개를 신속하게 스냅(snap)시키기 위해 작용하도록 외향으로 약간 떨어지게 지주들을 바이어싱 시키는 힘을 가하는 판스프링(62)에 의해 이루어진다. 스프링(62)는 제4도에 도시한 바와 같이 배치되고 형성되어 있으므로, 지주들이 제6도에 도시한 바와같이 완전히 접침된 위치에 있을때, 스프링은 지주와 날개 조립체를 연장시키기 위한 초기 힘을 제공하도록 부하된다.

해제 가능한 덮개는 예를들어 제2도, 제6도 및 제7도에서 가장 잘 알 수 있는 바와같이 절첨날개 구조물위의 개구 위로 연장되어 이 개구를 덮는다. 이 날개 덮개(26)은 날개가 하우징 개구속에 절첨되어 있을때 하우징 개구를 덮는 기다란 장방형판으로 구성된다. 제7도와 제8도에 도시한 바와같이 날개덮개(26)은 덮개의 한 측면상에 그리고 이를 따라 연장된 다수의 힌지핀(68)과, 이 덮개의 다른 측면을 따라 연장된 다수의 래치 탭(tap)(70)을 포함한다. 래치 탭(70)은 래치판(76)위의 래치 핑거(80)밑으로 연장되어 이 훙거와 계합된다. 제7도에 도시한 바와 같이 덮개의 상부 표면은 공기 흐름 저항을 최소로 하고 공간 점유 둘출부를 제거시키도록 미사일 하우징의 형태에 일치하도록 구부려져 있다.

제3도에 상세하게 도시된 바와같이, 다수의 힌지핀(72)는 날개하우징의 한 측면을 따라 다수의 슬롯(74)내에 장작되고 힌지 탭(68)과 맞물린다. 제5도와 제10도에 도시된 바와같이 미끄럼 가능한 래치판(76)은 하우징의 대향측벽에 다수의 슬롯(78)과 견부나사(79)에 의해 고정되고 다수의 래치핀거(80)은 하우징의 측벽내의 다수의 탭 수용 슬롯(82)에 중첩된 위치(래치위치)에 바이어스 된다. 래치판은 래치위치에 바이어스 되고 핑거(80)은 이 판과 하우징의 한 단부에 압압 스피링(84)에 의해 래치 탭(70)과 중첩되고 맞린다. 래치판의 단부와 맞물리는 실린더(87)내의 플런저(86)은 덮개(26)을 해제시키기 위해 래치판을 해제 위치로 변환시키도록 점화되는 소형 폭발물(88)을 챔버내에 갖추어 있다. 이러한 래치판의 변환은 날개 조립체를 외측으로 연장되어 덮개의 힘을 가하여 덮개가 힌지핀을 중심으로 피벗트 되도록 하고 그 힌지 위치로부터 해제되도록 하여 미사일 몸체를 따라 기류에 의해 제거되도록 한다. 그러면, 날개는 완전히 전개된 위치로 자유롭게 스냅핑 된다.

지금까지 본 발명의 실시예들에 대해서 기술하였으나, 본 분야에 숙련된 기술자들은 본 발명의 원리와 배경을 벗어나지 않고서 본 발명을 여러가지로 수정 및 변경할 수도 있다.

(57) 청구의 범위

청구항 1

자기-직립 날개 구조물을 갖고 있는 기체에 있어서, 절첨상태의 자기-직립 날개와 자기-직립날개가 직립시에 연장되게 하는 개구부를 내장하기 위한 격실을 형성하는 수단과, 상기 개구부 위에 해제 가능하게 장착된 덮개와, 상기 개구 위의 위치에 상기 덮개를 지지하기 위한 해제 가능한 래치 수단을 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 2

제1항에 있어서, 상기 격실이 기체의 축을 따라 길게 연장되고, 상기 래치 수단이 상기 개구부에 인

접한 하우징의 한측면에 따라 연장된 고정래치 수단과, 상기 개구에 인접한 상기 하우징의 다른 측면을 따라 연장된 가동래치수단을 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 3

제2항에 있어서, 상기 고저래치 수단이 다수의 힌지핀을 포함하고, 상기 가동래치수단이 래치위치에 바이어스된 미끄럼 가능한 래치판을 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 4

제3항에 있어서, 상기 덮개가 상기 힌지핀과 맞물리기 위한 다수의 힌지 탭과, 상기 래치판과 맞물리기 위한 다수의 래치 탭을 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 5

제4항에 있어서, 상기 래치판이 상기 래치 위치에서 상기 덮개 위의 상기 래치 탭 위로 연장하기 위한 다수의 래치 핑거를 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 6

제3항, 제4항, 또는 제5항에 있어서, 상기 덮개를 제제시키기 위해 비래치 위치로 상기 래치판을 변환시키기 위한 변화수단을 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 7

제6항에 있어서, 상기 변화수단이 실린더와, 상기 실린더내에 왕복 가능하게 장착되고 상기 래치판에 작동가능하게 연결된 피스톤과, 상기 피스톤을 외향으로 이동시키고 상기 래치판을 비래치 위치로 변환시키기 위해 상기 실린더내에 가스압력을 발생시키기 위한 장치를 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 8

제1항 내지 제5항중 어느 한 항에 있어서, 상기 격실이 분리가능한 기저판과, 상기 지저판 위에 장착되고 상기 하우징내의 위치에 완전히 절첩될 수 있는 절첩 가능한 날개를 포함하는 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 9

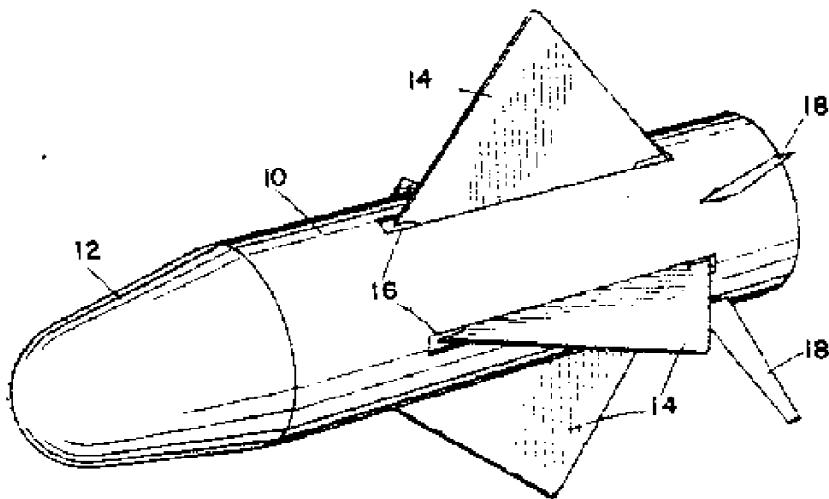
제8항에 있어서, 상기 날개가 상기 기저판 위에 장착된 다수의 신축자재 지주를 포함하는, 구조덮개가 상기 지주들을 덮고 직립 날개의 형태로 형성된 것을 특징으로 하는 날개 하우징 구조물.

청구항 10

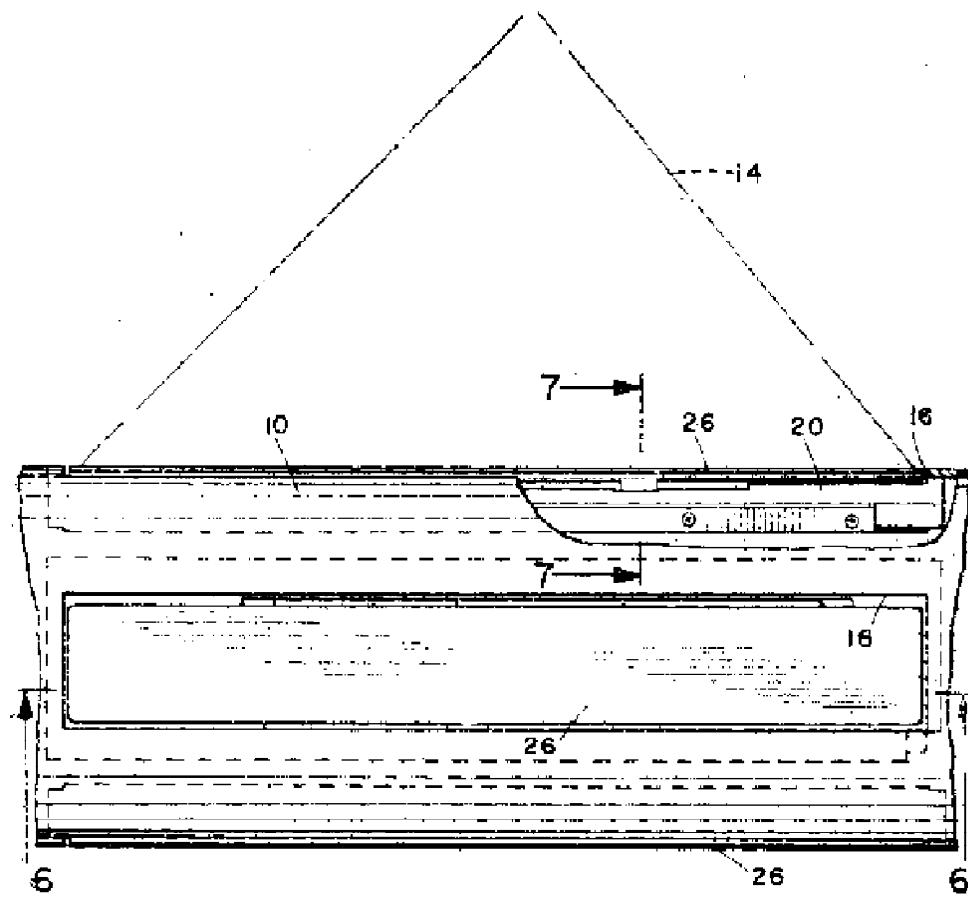
제9항에 있어서, 상기 날개 덮개가 상기 기저판의 수단에 의해 상기 하우징에 고정되는 것을 특징으로하는 날개 하우징 구조물.

도면

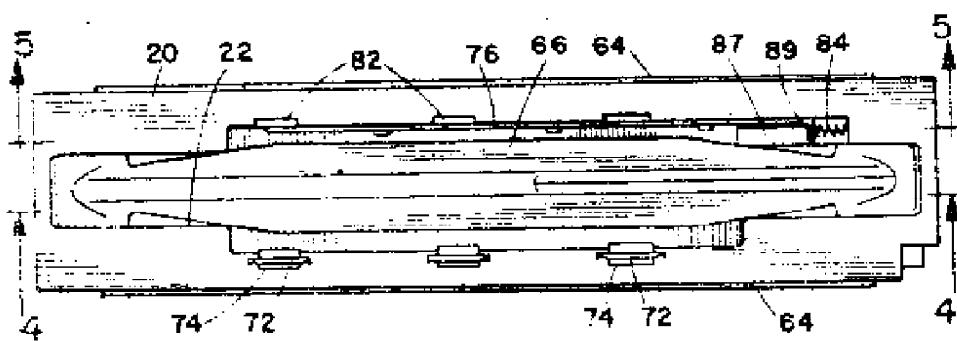
도면1



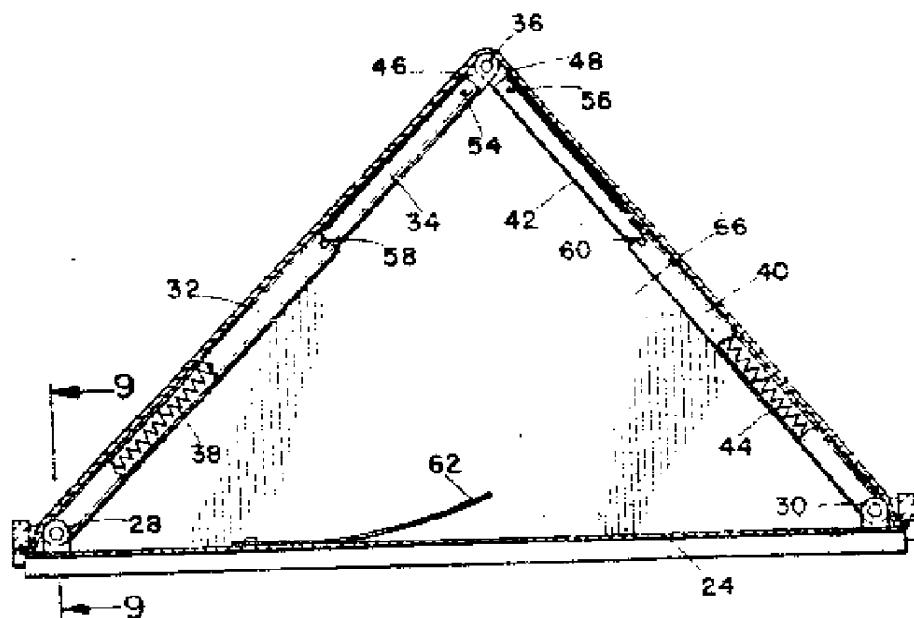
도면2



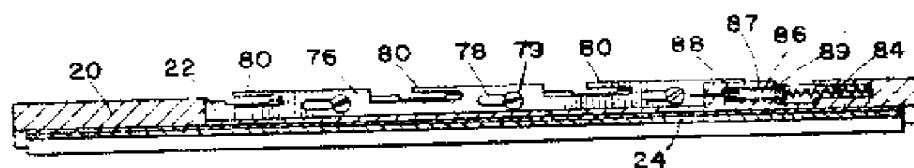
도면3



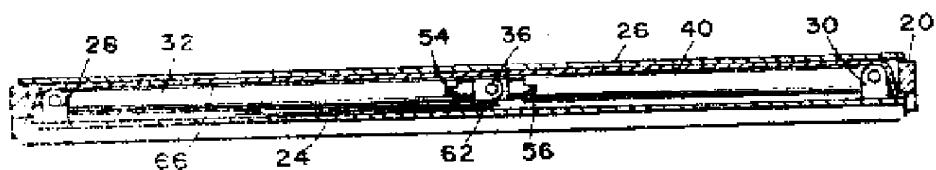
도면4



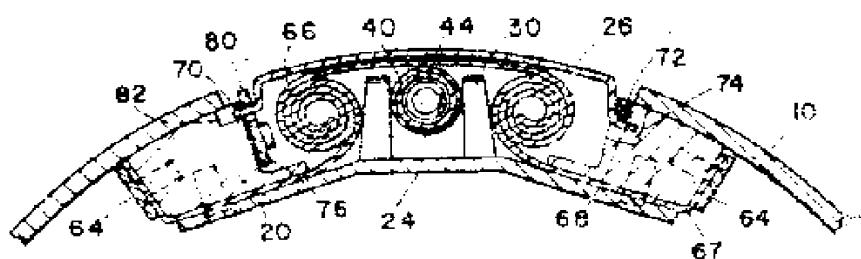
도면5



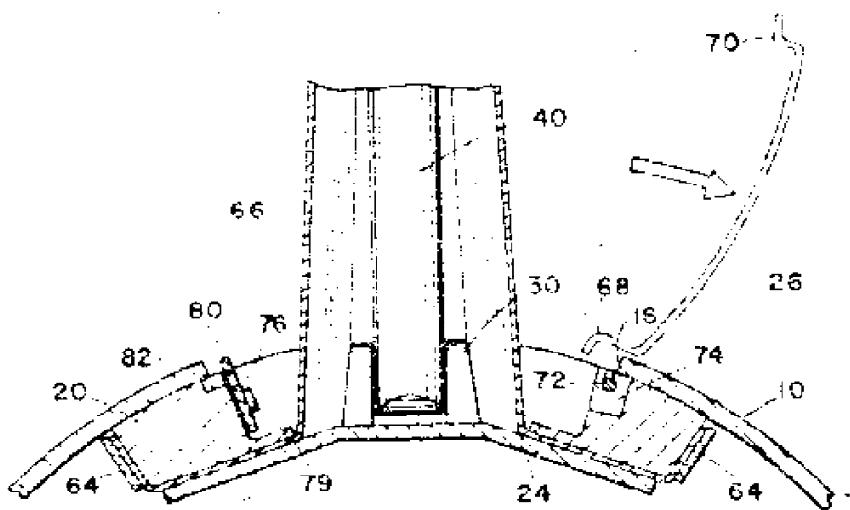
도면6



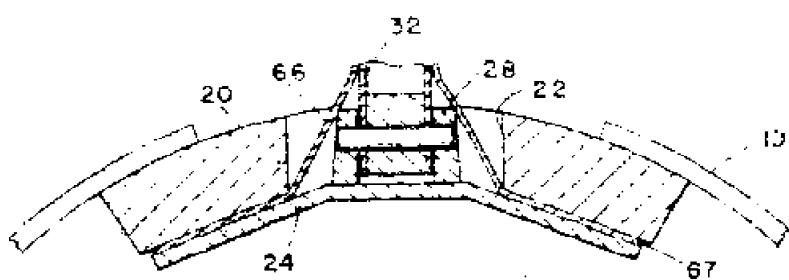
도면7



도면8



도면9



도면10

