

(51)Int.Cl.<sup>6</sup>  
G01M 9/00

識別記号

F I  
G01M 9/00

審査請求 有 請求項の数 3 O L (全 6 頁)

(21)出願番号 特願平10 - 150081

(22)出願日 平成10年(1998) 5月29日

(71)出願人 391037397

科学技術庁航空宇宙技術研究所長  
東京都調布市深大寺東町 7 丁目44番地 1

(71)出願人 000000974

川崎重工業株式会社  
兵庫県神戸市中央区東川崎町 3 丁目 1 番 1 号

(72)発明者 三輪 等

埼玉県所沢市山口5066 63 - 2 - 503

(72)発明者 林 良生

東京都調布市深大寺東町 7 丁目29番地 1  
調布宿舎 1 - 201

(74)代理人 弁理士 西教 圭一郎 (外 3 名)

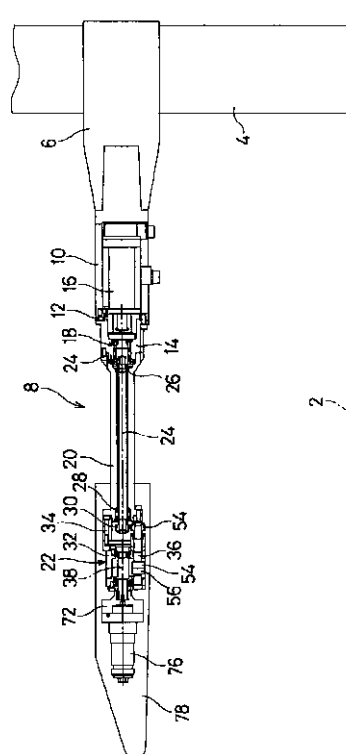
最終頁に続く

(54)【発明の名称】航空機動安定試験装置

(57)【要約】

【課題】 ロール運動に関する動安定微係数を正確に求めることができる航空機動安定試験装置を提供すること。

【解決課題】 航空機模型 7 8 に運動を与えるための駆動用モータ 1 6 と、航空機模型 7 8 内に配設された共役カムユニット 2 2 と、共役カムユニット 2 2 を支持するためのスティング 2 0 と、スティング 2 0 内に回転自在に支持された駆動軸 2 4 とを具備する航空機動安定試験装置。共役カムユニット 2 2 の入力軸 3 6 は駆動軸 2 4 を介して駆動用モータ 1 6 に駆動連結され、共役カムユニットの出力軸 3 8 は航空機模型 7 8 に取付けられ、駆動用モータ 1 6 からの駆動力は駆動軸 2 4 および共役カムユニット 2 2 を介して航空機模型 7 8 に伝達され、かくして航空機模型 7 8 にロール運動が付与される。



## 【特許請求の範囲】

【請求項 1】 風洞試験用航空機模型に所定の運動を与える航空機動安定試験装置において、

前記航空機模型に運動を与えるための駆動源と、前記航空機模型内に配設された共役カムユニットと、前記共役カムユニットを支持するためのスティングと、前記スティング内に回転自在に支持された駆動軸とを具備し、前記共役カムユニットの入力部は前記駆動軸を介して前記駆動源に駆動連結され、前記共役カムユニットの出力部は前記航空機模型に取付けられ、前記駆動源からの駆動力は前記駆動軸および前記共役カムユニットを介して前記航空機模型に伝達され、かくして前記航空機模型には前記共役カムユニットの作用によってロール運動が付与されることを特徴とする航空機動安定試験装置。

【請求項 2】 前記共役カムユニットは、前記駆動軸に駆動連結される入力軸と、前記入力軸に設けられた一対のカムプレートと、前記航空機模型に取付けられる出力軸と、前記出力軸に設けられた一対の従動部材とを備え、前記一対の従動部材の一方の先端部は、前記一対のカムプレートの片側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動され、それらの他方の先端部は、前記一対のカムプレートの他側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動されることを特徴とする請求項 1 記載の航空機動安定試験装置。

【請求項 3】 前記共役カムユニットの前記出力軸の中心軸線の延長線は、前記航空機模型の重心を実質上通って延びていることを特徴とする請求項 1 または 2 記載の航空機動安定試験装置。

## 【発明の詳細な説明】

## 【 0 0 0 1 】

【発明の属する技術分野】本発明は、航空機の動的安定性能を風洞実験で把握するときに用いる航空機動安定試験装置に関する。

## 【 0 0 0 2 】

【従来の技術】航空機を設計するに際し、動安定微係数を求めるために、航空機模型を用いて風洞実験が行われる。この風洞実験に用いる航空機動安定試験装置として、たとえば特開平 3 - 3 7 5 4 2 号公報に開示されたものが知られている。この公知の動安定試験装置は、航空機模型に運動を与えるための駆動源と、ヒンジを中心として揺動自在に支持された加振用スティングと、加振用スティングの一端部に取付けられた航空機模型と、加振用スティングの他端部と駆動源の出力部との間に介在された上下動連結機構とを備えている。上下動連結機構は、駆動源の出力軸に駆動連結された回転円板と、この回転円板に偏心して設けられたカムフォロアと、加振用スティングの他端部に設けられた移動部材とを備え、この移動部材が上下方向に移動自在に支持されている。移動部材には横方向に延びる細長いスリットが形成され、このスリットにカムフォロアが移動自在に受入れられて

いる。

【 0 0 0 3 】このような動安定試験装置では、駆動源が駆動されると、回転円板は所定方向に回転駆動され、これによって偏心したカムフォロアも一体的に回転される。かくすると、このカムフォロアの移動によって移動部材が上下方向に移動され、加振用スティングはヒンジを中心として上下方向に揺動され、かくして航空機模型にピッチ運動を付与することができる。

## 【 0 0 0 4 】

10 【発明が解決しようとする課題】しかしながら、この公知の動安定試験装置には、次のとおりの解決すべき問題が存在する。すなわち、この動安定試験装置では、容易に理解されるとおり、航空機模型に上下方向の運動、すなわちピッチ運動を付与することができるが、たとえば航空機模型の前後方向に延びる軸線を中心とする揺動運動、すなわちロール運動を付与することができず、したがってロール運動に関する動安定微係数を求めることができない。また、この動安定試験装置では、航空機模型の揺動中心がこの模型の外側に位置する加振用スティングの揺動中心、すなわちヒンジであるため、航空機模型胴体内の機体重心位置まわりの運動を航空機模型に与えることができず、このことに起因して風洞実験における動安定微係数を正確に求めることができない。

20 【 0 0 0 5 】本発明の目的は、ロール運動に関する動安定微係数を正確に求めることができる航空機動安定試験装置を提供することである。

## 【 0 0 0 6 】

30 【課題を解決するための手段】本発明は、風洞試験用航空機模型に所定の運動を与える航空機動安定試験装置において、前記航空機模型に運動を与えるための駆動源と、前記航空機模型内に配設された共役カムユニットと、前記共役カムユニットを支持するためのスティングと、前記スティング内に回転自在に支持された駆動軸とを具備し、前記共役カムユニットの入力部は前記駆動軸を介して前記駆動源に駆動連結され、前記共役カムユニットの出力部は前記航空機模型に取付けられ、前記駆動源からの駆動力は前記駆動軸および前記共役カムユニットを介して前記航空機模型に伝達され、かくして前記航空機模型には前記共役カムユニットの作用によってロール運動が付与されることを特徴とする航空機動安定試験装置である。

40 【 0 0 0 7 】本発明に従えば、航空機模型内に共役カムユニットが設けられ、この共役カムユニットによって航空機模型に運動が付与されるので、航空機模型の運動は共役カムの配置部位を中心とした揺動運動となる。それ故に、航空機模型の揺動中心は航空機模型内に位置し、これにより航空機模型の揺動運動が実際の運動状態により近いものとなり、かくして動安定微係数を正確に求めることができる。また、共役カムユニットは航空機模型にロール運動を付与するので、ロール運動に関する動安

定微係数を求めることができる。

【 0 0 0 8 】また本発明は、前記共役カムユニットは、前記駆動軸に駆動連結される入力軸と、前記入力軸に設けられた一对のカムプレートと、前記航空機模型に取付けられる出力軸と、前記出力軸に設けられた一对の従動部材とを備え、前記一对の従動部材の一方の先端部は、前記一对のカムプレートの片側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動し、それらの他方の先端部は、前記一对のカムプレートの他側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動することを特徴とする。

【 0 0 0 9 】本発明に従えば、共役カムユニットは、入力軸に設けられた一对のカムプレートと、出力軸に設けられた一对の従動部材とを備え、一方の従動部材の先端部が片側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動し、他方の従動部材が他側から残りのカムプレートのカム作用部に沿って移動する。それ故に、一方カムプレートに対する一方（または他方）従動部材の動きは、残りのカムプレートによって従動される他方（または一方）の従動部材の動きによって拘束され、したがってばね部材等を用いることなく一对の従動部材の先端部を一对のカムプレートのカム作用部に沿って確実に従動させることができる。また、ばね部材等を必要としないので、カムユニット自体を小さくすることができる。

【 0 0 1 0 】さらに本発明は、前記共役カムユニットの前記出力軸の中心軸線の延長線は、前記航空機模型の重心を実質上通って延びていることを特徴とする。

【 0 0 1 1 】本発明に従えば、共役カムユニットの出力軸の中心軸線の延長線は、航空機模型の重心を実質上通って延びているので、共役カムユニットによる航空機模型のロール運動の揺動中心はこの重心を通るようになり、したがって実質上重心を通る軸線を中心とするロール運動を航空機模型に与えることができる。

【 0 0 1 2 】

【発明の実施の形態】以下、添付図面を参照して、本発明に従う航空機動安定試験装置の一実施形態について説明する。図 1 は、本発明に従う動安定試験装置の要部を一部断面で示す断面図であり、図 2 は、図 1 の動安定試験装置の共役カムユニットを示す断面図であり、図 3 は、図 2 における I I I - I I I 線による断面図である。

【 0 0 1 3 】主として図 1 を参照して、航空機動安定性能の風洞試験を行うための風洞 2 にはスティング支持装置 4 が設けられ、スティング支持装置 4 にスティングポッド 6 が所要のとおり取付けられ、このスティングポッド 6 に動安定試験装置 8 が取付けられている。動安定試験装置 8 は、スティングポッド 6 に支持された主ハウジング 1 0 と、主ハウジング 1 0 の先端部に取付ねじ 1 2 によって装着された副ハウジング 1 4 とを有し、主ハウジング 1 0 内に、駆動源を構成する駆動用モータ 1 6

が設けられ、副ハウジング 1 4 内に、駆動用モータ 1 6 の回転数を減速する減速機 1 8 が設けられている。駆動用モータ 1 6 の出力部は減速機 1 8 の入力部に駆動連結されている。

【 0 0 1 4 】動安定試験装置 8 は、また、スティング 2 0 および共役カムユニット 2 2 を備えている。スティング 2 0 は中空スリーブ部材から構成され、その一端部（図 1 において右端部）が取付ねじ 2 4 によって副ハウジング 1 4 の先端部に取付けられている。このスティング 2 0 の内部には、駆動用モータ 1 6 からの駆動力を伝達するための駆動軸 2 4 が配設されている。駆動軸 2 4 の一端部近傍は、スティング 2 0 の一端部に装着された軸受 2 6 を介して回転自在に支持され、その他端部近傍は、スティング 2 0 の他端部に装着された軸受 2 8 を介して回転自在に支持されている。駆動軸 2 4 の一端部は軸受 2 6 から突出しており、この一端突出部が上記減速機 1 8 の出力部に駆動連結されている。また、駆動軸 2 4 の他端部は軸受 2 8 から突出しており、この他端突出部に、共役カムユニット 2 2 の入力部に駆動力を伝達するための歯車 3 0 が取付けられている。

【 0 0 1 5 】共役カムユニット 2 2 はスティング 2 0 の他端部に取付けられている。図 1 とともに図 2 を参照して、共役カムユニット 2 2 はユニットハウジング 3 2 を有し、このユニットハウジング 3 2 が取付ねじ 3 4 によってスティング 2 0 の他端部に固定されている。共役ユニット 2 2 は、図 1 および図 2 において上下方向に間隔を置いて配設された入力軸 3 6 および出力軸 3 8 を備えている。入力部を構成する入力軸 3 6 は、その軸線方向（図 1 および図 2 において左右方向）に間隔を置いて配設された軸受 3 9 , 4 0 , 4 2 を介してユニットハウジング 3 2 に回転自在に支持されている。出力部を構成する出力軸 3 8 は、その軸線方向（図 1 および図 2 において左右方向）に間隔を置いて配設された軸受 4 4 , 4 6 を介してユニットハウジング 3 2 に回転自在に支持されている。図 2 に示すとおり、この実施形態では、入力軸 3 6 の中心軸線 4 8 と出力軸 3 8 の中心軸線 5 0 とは実質上平行に延び、この出力軸 3 8 の中心軸線 5 0 と駆動軸 2 4 の中心軸線 5 2 とは実質上合致している。このように構成することによって、共役ユニット 2 2 全体を比較的コンパクトにしながらか駆動軸 2 4 からの駆動力を後述する如くして入力軸 3 6 を介して出力軸 5 0 に伝達することができる。

【 0 0 1 6 】図 3 をも参照して、入力軸 3 6 の一端部近傍は軸受 3 9 を介して支持され、その一端部は軸受 3 9 を通してユニットハウジング 3 2 から外方に突出し、この突出部に入力歯車 5 4 が取付けられ、入力歯車 5 4 が駆動軸 2 4 の歯車 3 0 に噛合されている。また、入力軸 3 6 の中間部、すなわち軸受 4 0 , 4 2 間の部位には、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 が設けられている。この実施形態では、第 1 および第 2 カムプレート

5 4 , 5 6 は入力軸 3 6 と一体に形成されているが、これと別体に形成して固定用ねじを用いて固定することもできる。第 1 および第 2 カムプレート 5 4 , 5 6 は略円板状のカムから構成され、それらの外周面はカム作用部として機能する。

【 0 0 1 7 】出力軸 3 8 の一端部は軸受 4 4 を介して支持され、その他端部近傍は他方の軸受 4 6 を介して支持されている。この出力軸 3 8 の中間部には、第 1 および第 2 カムプレート 5 4 , 5 6 に対応して、それぞれ、第 1 および第 2 従動部材 5 8 , 6 0 が設けられている。本実施形態では、第 1 および第 2 の従動部材 5 8 , 6 0 は出力軸 3 8 と一体的に形成されているが、これと別体に形成して固定用ねじを用いて固定することもできる。第 1 のカムプレート 5 4 に対応する第 1 の従動部材 5 8 は、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 の片側 ( 図 2 において手前側、図 3 において左側 ) に配置され、その先端部にはピン 6 2 を介してフォロアローラ 6 4 が回転自在に装着され、このフォロアローラ 6 4 が第 1 のカムプレート 5 4 の外周面、すなわちカム作用部に作用している。また、第 2 のカムプレート 5 6 に対応する第 2 の従動部材 6 0 は、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 の他側 ( 図 2 において奥側、図 3 において右側 ) に配置され、その先端部にはピン 6 6 を介してフォロアローラ 6 8 が回転自在に装着され、このフォロアローラ 6 8 が第 2 のカムプレート 5 6 の外周面、すなわちカム作用部に作用している。このように第 1 の従動部材 5 8 のフォロアローラ 6 4 が片側から第 1 のカムプレート 5 4 に作用し、第 2 の従動部材 6 0 のフォロアローラ 6 8 が他側から第 2 のカムプレート 5 6 に作用するので、第 1 および第 2 の従動部材 5 8 , 6 0 の動きは相互に拘束し合い、第 1 ( または第 2 ) の従動部材 5 8 ( または 6 0 ) のフォロアローラ 6 4 ( または 6 8 ) と第 1 ( または第 2 ) のカムプレート 5 4 ( または 5 6 ) との接触状態は、第 2 ( または第 1 ) の従動部材 6 0 ( または 5 8 ) および第 2 ( または第 1 ) のカムプレート 5 6 ( または 5 4 ) の作用によって保持され、ばね部材等を用いることなく第 1 および第 2 の従動部材 5 8 , 6 0 と第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 との接触状態を保持することができ、これによって共役カムユニット 2 2 の小型化を図ることができる。

【 0 0 1 8 】再び主として図 1 および図 2 を参照して、出力軸 3 8 の他端部は、ユニットハウジング 3 2 から外方、図 1 および図 2 において左方に突出しており、この突出端部に固定用ねじ 7 0 によって取付部材 7 2 が取付けられ、この取付け部材 7 2 に固定ピン 7 4 等によって空力荷重測定用センサ 7 6 が取付けられ、この空力荷重測定用センサ 7 6 に、風洞試験に用いられる航空機模型 7 8 が取付けられる。このように航空機模型 7 8 を取付けると、共役カムユニット 2 2 は航空機模型 7 8 の内部に収容され、スティング 2 0 は航空機模型 7 8 の後方に

向けて延び、前方からの風に対してスティング 2 0 等が障害となることが防止される。このような航空機模型 7 8 は、風洞実験によって設計の際の動安定微係数を求めるために用いられる。

【 0 0 1 9 】このような動安定試験装置 8 では、風洞実験の際、駆動用モータ 1 6 が所定方向に回転駆動される。かくすると、駆動用モータ 1 6 からの駆動力が減速機 1 8 を介して駆動軸 2 4 に伝達され、さらに歯車 3 0 を介して共役カムユニット 2 2 の入力歯車 5 4 に伝達される。駆動用モータ 1 6 からの駆動力がかく伝達されると、その入力軸 3 6 が矢印 8 0 ( 図 3 ) で示す方向に回転駆動され、これによって第 1 および第 2 カムプレート 5 4 , 5 6 も矢印 8 0 で示す方向に回転される。かくすると、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 のカム作用部が第 1 および第 2 の従動部材 5 8 , 6 0 のフォロアローラ 6 4 , 6 8 に作用し、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 を介して出力軸 3 8 が矢印 8 2 および 8 4 ( 図 3 ) で示す方向に所定角度範囲、たとえば  $\pm 1 \sim 3$  度程度の角度範囲に渡って揺動運動される。かくして、空力荷重測定用センサ 7 6 を介して航空機模型 7 8 が回転され、駆動用モータ 1 6 によって航空機模型 7 8 にロール運動を付与することができ、その結果、空力荷重測定センサ 7 6 の検出信号を利用してロール運動に関する動安定微係数を求めることができる。なお、航空機模型 7 8 の揺動運動の範囲は、第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 の形状、すなわちカム作用部を変えることによって所望のとおりを設定することができる。

【 0 0 2 0 】この実施形態では、図 1 から理解されたとおり、共役カムユニット 2 2 は航空機模型 7 8 内に配置されているので、共役カムユニット 2 2 によって付与される揺動運動の揺動中心は航空機模型 7 8 内に位置し、したがって航空機模型 7 8 のロール運動がより実際の運動状態に近いものとなり、上記動安定微係数を正確に求めることができる。特に、航空機模型 7 8 内に配設された共役カムユニット 2 2 の出力軸 3 8 の中心軸線 5 0 ( 揺動運動の揺動中心として作用し、航空機模型 7 8 の前後方向に延びている ) が航空機模型 7 8 の重心を實質上通るように構成されている。それ故に、共役カムユニット 2 2 によって付与される揺動運動は、航空機模型 7 8 の重心を通る軸線を中心とする運動、換言すると、現実のロール運動とほぼ同一の運動となり、上記動安定微係数を一層正確に求めることができる。

【 0 0 2 1 】以上、本発明に従う航空機動安定試験装置の一実施形態について説明したが、本発明はかかる実施形態に限定されるものではなく、本発明の範囲を逸脱することなく種々の変形、修正が可能である。

【 0 0 2 2 】たとえば、図示の実施形態では、駆動用モータ 1 6 によって駆動される駆動軸 2 4 と共役カムユニット 2 2 の入力軸 3 6 とを歯車 3 0 および入力歯車 5 4 を介して駆動連結しているが、これに代えて、駆動軸 2

4 を共役カムユニット 2 2 の入力軸としても機能させ、この駆動軸 2 4 に第 1 および第 2 のカムプレート 5 4 , 5 6 を設けるようにすることもできる。

【 0 0 2 3 】また、たとえば、図示の実施形態では、駆動用モータ 1 6 と駆動軸 2 4 との間に減速機 1 8 を介在させているが、駆動用モータ 1 6 によって駆動軸 2 4 を所望のとおり回転駆動することができる場合、この減速機 1 8 を省略することができる。

【 0 0 2 4 】さらに、たとえば、図示の実施形態では、第 1 および第 2 の従動部材 5 8 , 6 0 の先端部にフォロアローラ 6 4 , 6 8 を設けてスムーズに従動するように構成しているが、このようなスムーズな動きができる場合、フォロアローラ 6 4 , 6 8 を省略することもできる。

【 0 0 2 5 】

【発明の効果】本発明の請求項 1 記載の航空機動安定試験装置によれば、航空機模型内に共役カムユニットが設けられ、この共役カムユニットによって航空機模型に運動が付与されるので、航空機模型の運動は共役カムの配置部位を中心とした揺動運動となる。それ故に、航空機模型の揺動中心は航空機模型内に位置し、これにより航空機模型の揺動運動が実際の運動状態により近いものとなり、かくして動安定微係数を正確に求めることができる。また、共役カムユニットは航空機模型にロール運動付与を付与するので、ロール運動に関する動安定微係数を求めることができる。

【 0 0 2 6 】また本発明の請求項 2 記載の航空機動安定試験装置によれば、共役カムユニットは、入力軸に設けられた一対のカムプレートと、出力軸に設けられた一対の従動部材とを備え、一方の従動部材の先端部が片側から対応するカムプレートのカム作用部に沿って移動し、他方の従動部材が他側から残りのカムプレートの周面に沿って移動する。それ故に、一方のカムプレートに対する一方（または他方）従動部材の動きは、残りのカムプレートによって従動される他方（または一方）の従動部材の動きによって拘束され、したがってばね部材等を用

いることなく一対の従動部材の先端部を一対のカムプレートのカム作用部に沿って確実に従動させることができる。また、ばね部材等を必要としないので、カムユニット自体を小さくすることができる。

【 0 0 2 7 】さらに本発明の請求項 3 記載の航空機動安定試験装置によれば、共役カムユニットの出力軸の中心軸線の延長線は、航空機模型の実質上重心を通って延びているので、共役カムユニットによる航空機模型のロール運動の揺動中心はこの重心を通るようになり、したがって実質上重心を通る軸線を中心とするロール運動を航空機模型に与えることができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明に従う動安定試験装置の要部を一部断面で示す断面図である。

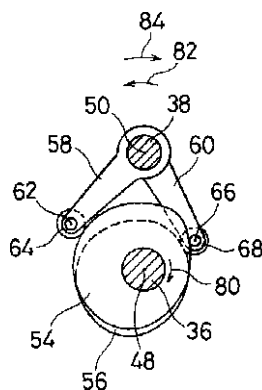
【図 2】図 1 の動安定試験装置の共役カムユニットを示す断面図である。

【図 3】図 2 における I I I - I I I 線による断面図である。

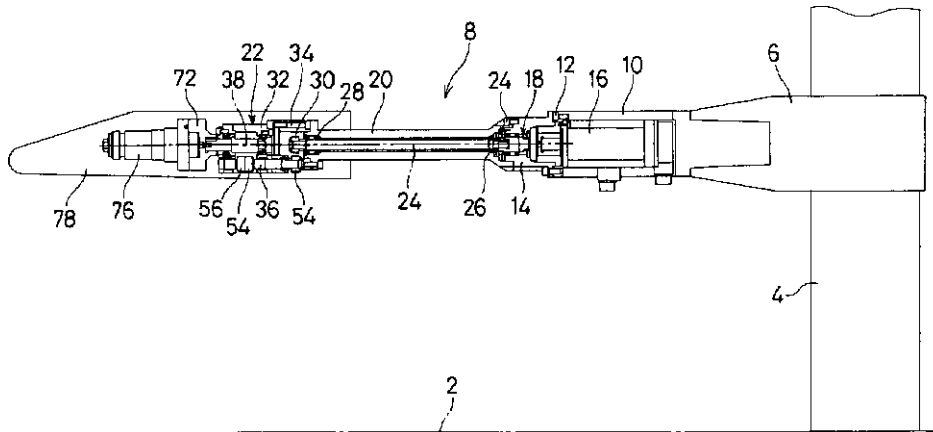
【符号の説明】

- 20 風洞
- 4 スティング支持装置
- 8 動安定試験装置
- 16 駆動用モータ
- 20 スティング
- 24 駆動軸
- 22 共役カムユニット
- 32 ユニットハウジング
- 36 入力軸
- 38 出力軸
- 30 54 第 1 のカムプレート
- 56 第 2 のカムプレート
- 58 第 1 の従動部材
- 60 第 2 の従動部材
- 64 , 68 フォロアローラ
- 78 航空機模型

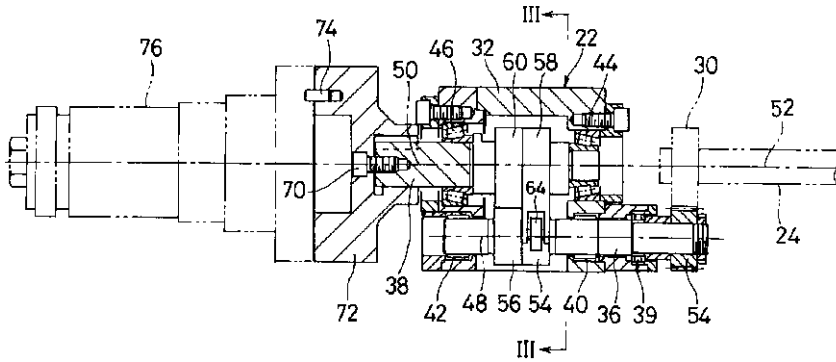
【図 3】



【 図 1 】



【 図 2 】



フロントページの続き

(72)発明者 志子田 繁一  
 兵庫県明石市川崎町 1 番 1 号 川崎重工業  
 株式会社明石工場内

(72)発明者 中嶋 勝己  
 兵庫県明石市川崎町 1 番 1 号 川崎重工業  
 株式会社明石工場内

(72)発明者 八木 栄一  
 兵庫県明石市川崎町 1 番 1 号 川崎重工業  
 株式会社明石工場内

(72)発明者 米本 浩一  
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業  
 株式会社岐阜工場内

(72)発明者 大垣 正信  
 岐阜県各務原市川崎町 1 番地 川崎重工業  
 株式会社岐阜工場内