



⑩ A **Terinzagelegging** ⑪ **8302695**

Nederland

⑲ NL

- ⑤4 **Vliegtuiggewicht- en balanssysteem met automatische beladingsfoutcorrectie.**
- ⑤1 Int.Cl³: B64D 43/00, G01G 19/07.
- ⑦1 Aanvrager: Sundstrand Data Control, Inc. te Redmond, Washington, Ver. St. v. Am.
- ⑦4 Gem.: Ir. G.H. Boelsma c.s.
Octrooibureau Polak & Charlois
Laan Copes van Cattenburch 80
2585 GD 's-Gravenhage.

- ②1 Aanvraag Nr. 8302695.
- ②2 Ingediend 28 juli 1983.
- ③2 Voorrang vanaf 30 juli 1982.
- ③3 Land van voorrang: Ver. St. v. Am. (US).
- ③1 Nummer van de voorrangsaanvraag: 403438 .
- ⑥2 - -

- ④3 Ter inzage gelegd 16 februari 1984.

De aan dit blad gehechte stukken zijn een afdruk van de oorspronkelijk ingediende beschrijving met conclusie(s) en eventuele tekening(en).

Korte aanduiding: Vliegtuiggewicht- en balanssysteem met automatische beladingsfoutcorrectie.

De uitvinding heeft betrekking op een vliegtuiggewicht- en balanssysteem en meer in het bijzonder op een gewichts- en balanssysteem dat automatisch compensatie biedt voor beladingsfouten, terwijl het vliegtuig stationair is.

Voor elke vlucht moet het gewicht en de balans van een vliegtuig worden bepaald, om er zeker van te zijn dat zij liggen binnen veilige werkgrenzen. Dit wordt bewerkstelligd door het totale vliegtuiggewicht in beladen toestand te schatten, alsmede de verdeling van dat gewicht, teneinde het zwaartepunt of balans van het vliegtuig vast te stellen.

Om een juiste verdeling van het gewicht te verzekeren, zijn voor installatie aan boord van vliegtuigen gewichts- en balanssystemen ontwikkeld, die het gewicht en het zwaartepunt van het vliegtuig berekenen als reactie op diverse sensorsignalen. Bekende gewichts- en balanssystemen, die rekstrookjes gebruiken, alsmede druksensoren of magnetische sensoren van het variabele reluctantietype zijn onbetrouwbaar gebleken tengevolge van problemen in de stabiliteit van de sensor, zijn nauwkeurigheid en vermogen om zware, ongunstige omstandigheden te overleven.

Een bekend gewichts- en balanssysteem, dat bovenstaande problemen overwint, wordt weergegeven in het Amerikaanse octrooischrift no. 4,312,042 van Bateman. Dit systeem gebruikt inclinometers geplaatst om de doorbuighoek in een constructief element te meten, zoals het landingsgestel van het vliegtuig, waar de hoek van doorbuiging evenredig is met het gewicht of de kracht op het element. De inclinometers verschaffen uitgangssignalen, die worden opgeteld om veranderingen in stand en versnelling te elimineren, waardoor slechts dat gedeelte van de doorbuighoek, die overeenkomt met het gewicht, wordt verkregen. Wanneer het vliegtuig stationair is en beladen en ontladen wordt, is gebleken, dat er momenten worden gecreëerd, die het doorbuigen van het constructie-element waarop de inclinometers zijn gemonteerd, zodanig bedwingen, dat een fout resulteert in het berekende gewicht, dat ontleend wordt aan de uitgangen van de inclinometers. Ofschoon de momenten, welke het doorbuigen van de landingsgestelelementen bedwingen, praktisch geëlimineerd worden, wanneer eenmaal het vliegtuig wordt verplaatst, zodat de elementen afwijken naar hun ware niet-vastgezette waarde, hetgeen resulteert in een nauwkeurige gewichtsbepaling, is het onpraktisch om te eisen dat het vliegtuig wordt verplaatst na het beladen, teneinde te bepalen of zijn gewicht en balans

zich al of niet bevinden binnen de veiligheidsgrenzen.

In overeenstemming met de onderhavige uitvinding, worden de nadelen van vroegere gewicht- en balanssystemen voor vliegtuigen overwonnen.

5 Het gewicht- en balanssysteem volgens de uitvinding berekent nauwkeurig het gewicht, terwijl het vliegtuig stationair is, welk systeem middelen omvat voor het automatisch corrigeren van beladingsfouten in gewichtsignalen, die het afgetaste vliegtuiggewicht op een landingsgestel weergeeft, waarbij de gewichtsignalen opgewekt worden uit de uitgangen
10 van sensoren, die inclinometers kunnen zijn, rekstrooksensoren, omzetters van het magnetische reluctantietype of dergelijke.

 Het systeem voor het automatisch corrigeren van beladingsfouten houdt het gewichtsignaal, dat juist nadat het vliegtuig zijn verplaatsing stopt, in een klem. Ofschoon het vliegtuig stationair is,
15 wordt het vastgehouden gewichtsignaal gecombineerd met een gewichtsignaal, dat vervolgens daartoe opgewekt wordt ter verschaffing van een signaal dat representatief is voor het verschil daartussen. Het verschilsignaal wordt vermenigvuldigd met een fout correctiequotiënt, samenwerkend met het speciale landingsgestel, waarop men bezig is het gewicht te bepalen,
20 ter verschaffing van een fout compensatiesignaal. Het foute compensatiesignaal wordt dan gecombineerd met het vervolgens opgewekte gewichtsignaal ter verschaffing van een gecorrigeerd gewichtsignaal.

 Het systeem omvat voorts middelen voor het maken van redelijkstests op individuele landingsgestellen als reactie op het herstel van
25 energie, nadat energie aan het systeem uitgeschakeld was om te bepalen of het landingsgestel zich al of niet had bewogen of dat er al of niet een beladingsverandering geweest was tijdens de duur van de energie-uitschakeling. In het geval dat vastgesteld wordt, dat een landingsgestelelement zich heeft bewogen tijdens uitschakeling van de energie, wordt de klem-
30 schakeling teruggesteld om het ongecorrigeerde gewichtsignaal vast te houden, dat opgewekt wordt onmiddellijk nadat de energie aan het systeem weer hersteld is. In het geval dat van de belasting op een landingsgestelelement wordt vastgesteld dat deze is veranderd tijdens de uitschakeling van de energie, wordt een energie-uit-correctiefactor opgewekt en gecom-
35 bineerd met het ongecorrigeerde gewichtsignaal en het foute compensatiesignaal ter verschaffing van het gecorrigeerde gewichtsignaal, waarbij de energie-uit-correctiefactor de grotere beladingsfout compenseert, die anders daaruit zou resulteren.

 Het systeem voor het corrigeren van beladingsfouten omvat voorts
40 middelen voor het besturen van beweging van het vliegtuig als reactie op

8302695

het verschil in de uitgangen uit een paar inclinometers, die gemonteerd zijn op aangrenzende tegenovergelegen einden van het landingsgestelelement, waarbij het verschilsignaal evenredig is met de versnelling onafhankelijk van het gewicht op het element. Het versnellingssignaal wordt toegevoerd
5 aan een derde orde banddoorlaatfilter, dat werkt als een pseudo dubbele integrator, waarvan de uitgang een beweging weergeeft van het landingsgestel op afstand. De uitgang van het filter wordt toegevoerd aan een comparator, die bepaalt of het landingsgestel al of niet beweegt of stationair is.

10 De uitvinding zal hieronder aan de hand van enige in de figuren der bijgaande tekeningen weergegeven uitvoeringsvoorbeelden nader worden toegelicht.

Fig. 1 toont een langsaanzicht van een vliegtuig, waarbij de onderhavige uitvinding is toegepast;

15 Fig. 2 geeft schematisch een bovenaanzicht van het landingsgestel van een vliegtuig in samenhang met een blokschema, waarin de ligging van de sensoren wordt weergegeven alsmede het rekentuij grensvlak voor het gewicht- en balanssysteem volgens de uitvinding;

Fig. 3A toont een vooraanzicht van een neusgestel;

20 Fig. 3B geeft een langsaanzicht van een hoofdlandingsgestel;

Fig. 4 is een grafiek, die een illustratie geeft van de beladingsfouten in het ergste geval voor een gewicht- en balanssysteem onder toepassing van de onderhavige uitvinding en voor het systeem waarin de beladingsfouten ongecorrigeerd blijven;

25 Fig. 5 is een blokschema van het systeem volgens de uitvinding voor het corrigeren van beladingsfouten;

Fig. 6 is een blokschema van het systeem voor het besturen van beweging van een landingsgestelelement;

30 Fig. 7 is een grafiek, die een illustratie geeft van een signatuur-uitgangssignaal van een op een bogie balk van een hoofdlandingsgestel gemonteerde versnellingsmeter; en

Fig. 8 is een blokschema van het syteem voor het uitvoeren van redelijkheidstesten in het geval dat energietoevoer aan het syteem uitgeschakeld is.

35 Het gewicht- en balanssysteem volgens de uitvinding wordt gebruikt voor het bepalen van het gewicht en het zwaartepunt van een vliegtuig, zoals geïllustreerd in fig. 1, terwijl het vliegtuig stationair is op een startbaan of beladingstalud.. Het vliegtuig 10 heeft een romp 12, met een paar vleugels, waarbij de rechtervleugel weergegeven is bij 14, en
40 waaraan een straalmotor 12 gemonteerd is. In de geïllustreerde uitvoerings-

vorm bezit het vliegtuig 10 hoofdlandingsgestellen, waarvan er een is weergegeven bij 18, en een neusgestel 20.

Het in fig. 2 weergegeven gewicht- en balanssysteem bepaalt het gewicht van het vliegtuig 10 door het gewicht op elk der hoofdlandings-
5 gestellen 18 en 22 te meten, alsmede het gewicht op het neusgestel 20. Het gewicht op elk der landingsgestellen wordt bepaald door de mate van uitwijking of doorbuiging in de bogiebalken 24 en 26 af te tasten van de betreffende hoofdlandingsgestellen 18 en 22 en in de as 28 van het neusgestel 20, waarbij de doorbuighoek evenredig is met het gewicht of
10 de kracht op elk der elementen, zoals geopenbaard in het Amerikaanse octrooischrift 4,312,042.

De doorbuighoek wordt gemeten door een paar inclinometers, gemont-erd aan aangrenzende tegenover elkaar gelegen einden van elk der landingsgestelelementen, zoals de inclinometers 30 en 32 voor de
15 bogiebalk 24 van het hoofdlandingsgestel 18, de inclinometers 34 en 36 voor de bogiebalk 26 van het hoofdlandingsgestel 22 en de inclinometers 38 en 40 voor de neusgestelas 28. De inclinometers 30 - 40 kunnen met servo-middelen uitgeruste versnellingsmeters zijn, zoals geopenbaard in het Amerikaanse octrooischrift 3,702,073, waarbij de gevoelige as van
20 elke versnellingsmeter uitgericht is op de as van de bogiebalk of as, wanneer daarop geen belasting wordt uitgeoefend. Elk van de inclinometers of met servo-middelen uitgeruste versnellingsmeters verschaffen een indicatie van de werkelijke hoek van de balk of as ten opzichte van een vlak, dat loodrecht staat op de zwaartekracht.

25 De uitgangen van de inclinometers 30 en 32 geven de betreffende hoeken θ_1 en θ_2 weer, gemeten ten opzichte van een traagheidsreferentievlak, waarvan de hoeken als volgt gedefinieerd zijn:

$$\theta_1 = \theta_B + \theta_{L1} + \theta_{A1} \quad (1)$$

30

$$\theta_2 = \theta_B + \theta_{L2} + \theta_{A2} \quad (2)$$

waarin θ_B = de hoek van de balk of as, veroorzaakt door de vliegveldglooiing of startbaanhelling;

35 θ_{L1} en θ_{L2} = de balk doorbuighoeken, veroorzaakt door een belasting; en θ_{A1} en θ_{A2} = de termen voor de miswijzing van de sensorassen en geer of vooroverhelling. Het gewicht op een gegeven landingsgestelelement, bogiebalk 24, 26 of neusgestelas 28 wordt gegeven door de volgende vergelijking: $W_T = K(\theta_{L1} + \theta_{L2})$ (3)

40 waarin K = een schaalfactor, die afhankelijk is van de balk- of asgeometrie

8302695

en -sterkte.

Uit vergelijkingen(1), (2) en (3) ziet men dat door optelling van de uitgangssignalen van elk der inclinometers, zoals 30 en 32, die de hoeken θ_1 en θ_2 voorstellen, een signaal verkregen wordt, dat evenredig is met het gewicht op de balk 24, onafhankelijk van de glooiingshoek van het vliegveld of de hellingshoek van de startbaan θ_B . Op soortgelijke wijze door de uitgangssignalen van de inclinometers af te trekken, wordt een signaal verkregen, dat evenredig is met de versnelling van het element, onafhankelijk van het daarop uitgeoefende gewicht.

Elk der hoofdlandingsgestelelementen 18 en 22 is voorzien van twee paar inclinometers: de paren 30, 32 en 42, 44 voor de bogiebalk 24 en de paren 34, 36 en 46, 48 voor de bogiebalk 26. De uitgangssignalen van de inclinometers 30, 32 worden opgeteld met een spanningsoptelcircuit 50, waarvan de uitgang over leiding 52 evenredig is met het gewicht op de bogiebalk 24. Op soortgelijke wijze worden de uitgangssignalen van de inclinometers 34 en 36 opgeteld door een spanningsoptelcircuit 54, waarvan de uitgang over de leiding 56 evenredig is met het op de bogiebalk 26 uitgeoefende gewicht. De uitgangssignalen van de inclinometers 42 en 44 worden toegevoerd aan een verschilcircuit 58, waarvan de uitgang over de leiding 60 evenredig is met de versnelling onafhankelijk van het gewicht. Op soortgelijke wijze worden de uitgangen van de inclinometers 46 en 48 toegevoerd aan een verschilcircuit 62, waarvan de uitgang over de leiding 64 evenredig is met de versnelling onafhankelijk van het gewicht. De inclinometers 38 en 40 samenwerkend met de neusgestelas 28 voeren hun resp. uitgangssignalen over de leidingen 66 en 68 toe aan een middel 70, dat een optelhandeling uitvoert, waarbij het uitgangssignaal over leiding 72 het gewicht op de neusgestelas weergeeft.

De gewichtsignalen over leidingen 52, 56 en 72 en de versnellings-signalen over de leidingen 60 en 64 worden toegevoerd aan een rekentui-
g 74 dat een digitaal rekentui- of een analogon rekentui- kan zijn. Het reken-
tui- 74 berekent het gewicht op elk der landingsgestellen volgens boven-
staande vergelijking (3) en uit die gewichten berekent het rekentui- het
totale gewicht van het vliegtui-, waarbij het berekende vliegtui-gewicht
afgebeeld wordt op een piloot afbeeldenheid 76. Het zwaartepunt kan
eveneens rechtstreeks bepaald worden uit de geometrie van het vliegtui- en
het gewicht op elk van de landingsgestellen onder gebruikmaking van
algemeen bekende formules, waarbij het berekende zwaartepunt ook wordt
afgebeeld op de piloot afbeeldenheid 76. Het rekentui- 74 heeft een
wisselwerking met een ijkgegevensmodule (CDM) 80, welke een "niet-vluchtig"
geheugen is voor het vasthouden van belangrijke gewichtgegevens in het

8302695

geval dat de energie in het vliegtuig uitvalt.

De krachten inwerkend op het neusgestel 20 en de hoofdlandingsgestellen, zoals het gestel 18, worden geïllustreerd in figuren 3A en 3B voor een stationair vliegtuig.

- 5 Wanneer de bogiebalk 24 of de as 28 wordt beladen en ontladen met gewicht, creëert de resulterende doorbuiging van de balk of as een kracht die de neiging heeft om de banden 80, 82 te verplaatsen over de startbaan of glooiend oppervlak 84. Deze kracht wordt echter tegengewerkt door statische wrijvingskrachten tussen de banden en de glooiing waardoor
- 10 contramomenten gevormd worden in de bogiebalk en as, die de doorbuiging van deze elementen tegenhouden, waarbij de beladingseffecten voor het neusgestel 20, waar de as loodrecht staat op het spoor van de banden groter zijn dan de effecten voor de bogiebalk 18, waar het spoor van de banden en de bundel in de zelfde as liggen. Omdat het gewicht- en
- 15 balanssysteem het vliegtuiggewicht berekent uit de hoek van doorbuiging van deze constructieve elementen, wordt een belastingsfout, indien daar niet voor gecompenseerd wordt, ingevoerd in het berekende gewicht, als gevolg van de tegengehouden doorbuiging van de balken en as wanneer het vliegtuig stationair is.
- 20 Wanneer het vliegtuig eenmaal over een korte afstand verplaatst is, zoals een meter, worden de momenten, die de doorbuiging van de bogiebalk van de hoofdgestellen tegenhouden en de neusgestelas geëlimineerd, zodat de bogiebalken en de as afwijken of doorbuigen naar hun ware, niet tegengehouden waarde, hetgeen resulteert in een nauwkeurige gewichts-
- 25 bepaling. Omdat het onpraktisch is het vliegtuig te verplaatsen nadat het beladen is, teneinde te bepalen of het gewicht ervan en het zwaartepunt zich bevinden binnen veilige werkgrenzen, wordt het gewicht- en balanssysteem van fig. 2 voorzien van een beladingsfout correctiesysteem, weergegeven in fig. 5, waarbij automatisch compensatie plaatsvindt
- 30 voor de beladingseffecten. Ofschoon het correctiesysteem weergegeven is voor het gewicht- en balanssysteem van fig. 2, onder gebruikmaking van inclinometers, kan het correctiesysteem van fig. 5 worden gebruikt bij elk systeem, dat een signaal verschaft dat representatief is voor het vliegtuiggewicht op een landingsgestel zoals verschaft door rek-
- 35 strooksensoren, druksensoren en magnetische sensoren van het variabele reluctantietype of dergelijke.

Fig. 4 illustreert de beladingsfouten in het ergste geval in het berekende gewicht en zwaartepunt, waarbij het ergste geval plaatsvindt wanneer het vliegtuig wordt beladen vanuit het lege gewicht ervan

40 tot het maximale gewicht bij vertrek. Uit de grafiek ziet men dat de

8302695

foutenband van hetgewicht- en balanssysteem, waarbij het automatische correctiesysteem voor beladingsfouten is weergegeven in fig. 5, veel minder is dan de procentuele fout in het berekende gewicht en zwaartepunt, waar de beladingsfouten ongecorrigeerd blijven.

5 Het automatische beladingsfoutcorrectiesysteem wordt weergegeven in fig. 5 voor ofwel de hoofdlandingsgestellen 18 of 22, danwel het neusgestel 20, waar het stutgewicht 86 continu afgetast wordt door de uitgangen van de sommeercircuits 50, 54 of 70 over leidingen 52, 56 of 72. Het afgetaste ongecorrigeerde stutgewicht 86 voor een landings-
10 gestelelement wordt uitgeoefend op een leiding 88 naar een verschilcircuit 90, dat een aftrekhandeling uitvoert, en over een leiding 92 naar een klemschakeling 94. Wanneer het vliegtuig ^{zich verplaatst} ~~zoals~~ bepaald door een stutbewegingsdetector 96, die hieronder uitvoeriger beschreven zal worden, voert de detector een hoofdsignaal toe over een leiding 98 naar
15 het klemcircuit 94, zodat het ongecorrigeerde gewichtsignaal over de leiding 92 wordt doorgelaten door de klemschakeling naar het circuit 90 over een leiding 99. Wanneer het vliegtuig zich beweegt is het ongecorrigeerde gewicht over de leiding 99 dus gelijk aan het ongecorrigeerde stutgewicht over de leiding 88, zodat de uitgang van het circuit 90
20 gelijk aan 0 is. Echter, wanneer de uitgang van de bewegingsdetector 96 omlaag gaat, hetgeen aangeeft dat het vliegtuig gestopt is met verplaatsing, houdt de klem 94 het daarop uitgeoefende ongecorrigeerde stutgewicht vast juist nadat geen beweging wordt bespeurd, waarbij het houdgewicht eveneens wordt opgeslagen in het "niet-vluchtige" geheugen 80
25 van het CDM. Tijdens de rest van de tijd is het vliegtuig stationair; het over de leiding 98 naar het circuit 90 toegevoerde signaal is het ongecorrigeerde gewichtsignaal, dat opgewekt werd juist nadat de beweging van het vliegtuig heeft opgehouden. Dit vastgehouden gewichtsignaal wordt gecombineerd door het circuit 90 met het gewichtsignaal aangevoerd over
30 de leiding 88, welk signaal varieert naarmate het vliegtuig wordt ontladen en herbeladen.

Het uitgangssignaal van het circuit 90 stelt het verschil voor tussen het ongecorrigeerde gewichtsignaal opgewekt juist nadat geen beweging bespeurd is en het vervolgens opgewekte ongecorrigeerde gewicht-
35 signaal. Een vermenigvuldiger 100 vermenigvuldigt het daaraan over de leiding 102 toegevoerde verschilsignaal met een beladingsfout correctiequotiënt K, die afhankelijk is van de structuur van de bogiebalk of neusgestelas, die bewaakt worden. Voor het neusgestel wordt K op een waarde gelijk aan 0,05 ingesteld en voor elk der hoofdgestellen wordt K
40 gelijk aan 0,025 ingesteld. Het beladingsfout compensatie uitgangssignaal

8302695

uit de vermenigvuldiger 100 over een leiding 104 wordt toegevoerd aan een optelcircuit 106, dat het ongecorrigeerde gewichtsignaal 86 toegevoerd over een leiding 112, combineert met het beladingsfout compensatiesignaal uit leiding 104 voor het opwekken van een gecorrigeerd gewichtsignaal over een leiding 114, waarbij het gecorrigeerde gewichtsignaal wordt opgeslagen in het CDM "niet-vluchtige" geheugen 80.

Teneinde compensatie te bieden voor fluctuaties in het afgetaste ongecorrigeerde gewichtsignaal 86, veroorzaakt doordat de passagiers naar de neus van het vliegtuig rennen om uit te stappen nadat het vliegtuig gestopt is, wordt de opwekking van het gecorrigeerde gewichtsignaal over de leiding 114 vertraagd door een vertragsingslijn 116 van 4 seconden, verbonden met de uitgang van het optelcircuit 106. De vier seconden vertraging biedt compensatie voor veranderingen in de gewichtsverdeling, alvorens het gecorrigeerde gewichtsignaal wordt opgeslagen in het "niet-vluchtige" geheugen 80.

In het geval dat de energie in het systeem is uitgeschakeld, worden, wanneer eenmaal de energie weer is hersteld, redelijkheidstests uitgevoerd, om vast te stellen of het vliegtuig zich al of niet heeft bewogen danwel of er al of niet een belastingsverandering geweest is in de periode dat de energie was uitgeschakeld, Indien de vliegtuig of stutbeweging gedetecteerd wordt, geeft een energie-uitstutbewegingsdetector 118 aan zijn uitgang een terugstelsignaal af over een leiding 120 naar de klemschakeling 94, waarvan de inhoud wordt teruggesteld naar het ongecorrigeerde gewicht 96 toegevoerd over de leiding 92, nadat de energie weer hersteld is. Indien een belastingsverandering, optredende gedurende de energie uitschakeling gedetecteerd wordt nadat de energie weer hersteld is, wordt een schakelaar 108 bewogen uit een open circuitaansluiting 109 om contact te maken met een aansluiting 110, waaraan een energie-uit correctiefactor wordt toegevoerd. De energie-uit correctiefactor wordt toegevoerd aan het optelcircuit 106, waar het wordt gecombineerd met het fout-compensatiesignaal over de leiding 104 en het ongecorrigeerde gewichtsignaal over de leiding 112 teneinde compensatie te bieden voor de grotere belastingsfout die anders zou resulteren. De energie - uit-redelijkheidstests worden uitvoerig hieronder besproken onder verwijzing naar figuur 8.

De stutbewegingsdetector 96, zoals geïllustreerd in figuren 5 en 6 verschaft een hoge uitgang over de leiding 98 naar de klemschakeling 94, wanneer het vliegtuig zich verplaatst en verschaft een lage uitgang aan de klemschakeling, wanneer geen beweging wordt bespeurd. Het balk- of ashoeksignaal 124, verschaft door de uitgangen van de verschilcircuits

8302695

58 en 62 over de leidingen 60 en 64, is evenredig met de versnelling van het vliegtuig. Een balkhoekuitgangssignaal van de verschilcircuits 58, 62 is geïllustreerd in figuren 7, die de unieke signatuur draagt van het er mee verbonden landingsgestelelement bij verplaatsing.

- 5 Het balkhoeksignaal 124, dat de versnelling weergeeft, wordt toegevoerd aan een derde orde banddoorlaatfilter 126, dat werkt als een pseudo-dubbele integrator, waarvan de uitgang de stutbeweging op afstand voorstelt. De van belang zijnde bijzondere frequentiecomponenten, die behoren bij vliegtuigbeweging, zijn verschillend voor de neusgestelas 28 en de
- 10 bogiebalken 24 en 26. Als zodanig worden de grensfrequenties F_1 en F_2 voor het banddoorlaatfilter 126, dat de van belang zijnde bijzondere frequentiecomponenten isoleert, opgeslagen in het CDM "niet-vluchtig" geheugen 80 voor elk van de landingsgestelelementen. Voor de neusgestelas worden F_1 en F_2 gelijk aan 0,1 Hertz en 5,0 Hertz gesteld, en voor
- 15 de bogiebalken F_1 en F_2 gelijk aan 0,05 Hertz resp. 20 Hertz ingesteld.

Indien het balk- of ashoeksignaal 124 valt binnen de geschaduwde zone 128 van de filteraanwijsbeweging, wordt een hoofdsignaal aan de uitgang afgegeven van het filter 126 en toegevoerd aan een comparator 130, waarvan een 0-uitgang geproduceerd wordt door het filter indien het hoek-

20 signaal gelegen is buiten de geschaduwde zone. De comparator 130 vergelijkt het uitgangssignaal afkomstig van het banddoorlaatfilter 126 naar een $\pm 0,3$ referentiesignaal, toegevoerd door het CDM "niet-vluchtig" geheugen 80. Indien de amplitude van het filter uitgangssignaal groter is dan $+ 0,3$ of minder dan $- 0,3$, produceert de comparator een hoge uitgang over

25 de leiding 98, hetgeen aangeeft de beweging van het vliegtuig.

Wanneer het filter uitgangssignaal ligt binnen 0,3 of 0, aangevende dat het vliegtuig tot stilstand is gekomen, gaat de uitgang van de comparator 130 omlaag, hetgeen maakt, dat de klemschakeling 94 het ongecorrigeerde gewichtssignaal vasthoudt, dat opgewekt werkt op dat tijdstip.

- 30 De uitgang van de comparator 130 wordt toegevoerd aan een houdvertragingslijn 134 met een duur van 0,4 seconden, teneinde trillingen van korte termijn in het uitgangssignaal te elimineren, welke niet een maat voor beweging zijn. De vertragingslijn 134 voorkomt de opwekking van een hoge uitgangssignaal over leiding 98 totdat een periode
- 35 van 0,4 seconden is verstreken vanaf het tijdstip dat de comparator 130 opgewekt is naar een hoog uitgangssignaal, waarbij de vertragingsketen 134 een onmiddellijke indicatie verschaft, d.w.z. met geen vertraging, wanneer de uitgang van de comparator naar een lage toestand afvalt, hetgeen aangeeft, dat beweging van het vliegtuig heeft opgehouden.

- 40 Opgemerkt wordt dat de uitgang van het stutdetectiecitcuit

8302695

eveneens wordt toegevoerd aan de pilootsafbeeldenheid 76. Een hoge uitput, die beweging aangeeft, maakt dat de aanwijzing van het vliegtuiggewicht en zwaartepunt op het beeldscherm 76 "bevriest", aangezien beweging de beladingsfouten in de berekende gewichten en het zwaartepunt
5 elimineert. Echter wanneer 0 beweging wordt bespeurd, waarbij de uitgang van de comparator 130 laag wordt, zal het uitgangssignaal het beeldscherm 76 "ontdooien" om het gecorrigeerde en bijgewerkte gewicht en zwaartepunt te laten zien, zoals berekend door het systeem van fig. 5.

Het systeem voor het uitvoeren van redelijkheidstests in het
10 geval dat energie aan het systeem uitgeschakeld is, is weergegeven in fig. 8. Als reactie op een energie-in signaal 136, opgewekt wanneer energie-toevoer aan het systeem wordt hersteld, nadat het uitgeschakeld is geweest, worden het ongecorrigeerde stutgewicht, "on hold" sinds de laatst bespeurde beweging 138 en het gecorrigeerde stutgewicht 140
15 opgewekt voorafgaande aan het uitvallen van de energie, welke gegevens allebei worden opgeslagen in het "niet-vluchtige" CDM geheugen 80, afgelezen en toegevoerd aan een verschilcircuit 142. De uitgang van het verschilcircuit 142 geeft het gecorrigeerde stutgewicht 140 weer verminderd met het ongecorrigeerd gehouden stutgewicht 138. Het opgeslagen
20 gecorrigeerde stutgewicht 140 wordt eveneens toegevoerd aan een verschilschakeling 144, aan de negatieve aansluiting waarvan wordt toegevoerd het energie-in ongecorrigeerde stutgewicht 146 opgewekt bij het herstel van de energie. De uitgang van het verschilcircuit 144 wordt toegevoerd aan een vermenigvuldiger 146, die het signaal vermenigvuldigt dat het
25 verschil voorstelt tussen het opgeslagen gecorrigeerde stutgewicht 140 en het energie-in ongecorrigeerde stutgewicht 146, door de beladingsfout correctiequotiënt K, waarin $K = 0,025$ voor de hoofdlandingsgestellen en $0,05$ voor het neusgestel. De uitgang van de vermenigvuldiger 146 wordt toegevoerd aan een tweede vermenigvuldiger 148, die de ingang ervan
30 vermenigvuldigt met $\frac{1}{2}$ ter verschaffing van de energie-uit correctiefactor over een leiding 159 naar de aansluiting 110, waarbij de correctiefactor gelijk is aan $K/2$, vermenigvuldigd met het verschil tussen het opgeslagen gecorrigeerde stutgewicht 140 en het energie-in ongecorrigeerde stutgewicht 146.

35 Om te bepalen of een belastingsverandering al of niet had plaatsgevonden tijdens energie-uitval wordt de uitgang van het verschilcircuit 142, dat het verschil weergeeft tussen het opgeslagen gecorrigeerde stutgewicht 140 en het ongecorrigeerd gehouden stutgewicht 138, toegevoerd aan een vermenigvuldiger 150, die de uitgang van het circuit vermenigvuldigt met de beladingsfoutcorrectiequotiënt K voor het speciale
40

8302695

landingsgestel, dat bewaakt wordt. Een verschilcircuit 152 combineert de uitgang van de vermenigvuldiger 150 met de uitgang van het verschilcircuit 144, ter verschaffing van een signaal dat representatief is voor het verschil er tussen. De uitgang van het verschilcircuit 152 wordt toe-
5 gevoerd over een leiding 156 aan een comparator 154 voor vergelijking met een referentiesignaal van $\pm 0,3$. Indien het signaal over de leiding 156 groter is dan 0,3 of minder dan $- 0,3$ gaat de uitgang van de comparator 154 hoog, hetgeen aangeeft dat een belastingsverandering plaatsvindt tijdens het moment dat een energie-uitval gedetecteerd is.

10 De uitgang van de comparator over de leiding 158, wanneer deze hoog is, wordt gebruikt om een relais of dergelijke te bedienen om de schakelaar 108 van fig. 5 kontakt te laten maken met de aansluiting 110. De energie-uit beladings correctiefactor van leiding 159 wordt dan toegevoerd via de schakelaar 108 aan het optelcircuit 106, waar het wordt
15 gecombineerd met het fout compensatiesignaal, toegevoerd over de leiding 104, en het ongecorrigeerde stutgewichtsignaal toegevoerd over de leiding 112 ter verschaffing van het gecorrigeerde stutgewichtsignaal.

Om te detecteren of er al of niet een beweging van het vliegtuig of van de stut heeft plaatsgevonden tijdens het uitvallen van de energie,
20 wordt de uitgang van het verschilcircuit 152 toegevoerd aan een 0-comparator 160, waarvan de andere ingang $\pm 0,1$ is. Indien de uitgang van het verschilcircuit 152 zich bevindt binnen 0,1 vanaf 0, wekt de uitgang van de comparator 160 een hoog verbodsignaal op, dat aangeeft, dat er geen beweging is geweest tijdens het uitvallen van de energie, waarbij het
25 verbodsignaal wordt toegevoerd over een leiding 162 naar een comparator 164. Een hoog verbodsignaal, dat aangeeft dat er geen beweging was, voorkomt dat de comparator 164 hoog gaat ongeacht de daaraan toegevoerde ingangen.

De uitgang van het verschilcircuit 144, dat het verschil weer-
30 geeft tussen het gecorrigeerde stutgewicht 140 en de energie-in ongecorrigeerde stutgewicht 146 wordt toegevoerd aan de comparator 164 via een één sekonde vertragingsslijn 166, een $\pm 0,1$ referentie signaal, dat wordt toegevoerd aan de andere ingang van de comparator 164. Indien het verschil tussen het gecorrigeerde stutgewicht 140 en het energie-in ongecorrigeerde
35 de stutgewicht 146 minder is dan 0,1 vanaf 0 en er geen verbodsignaal op de leiding 162 is, gaat de uitgang van de comparator 164 hoog, hetgeen het terugstelsignaal produceert over de leiding 120 van fig. 5 teneinde de klemschakeling 94 terug te stellen teneinde het ongecorrigeerde stutgewicht 86 vast te houden, dat het energie-in ongecorrigeerde stutgewicht
40 146 is. Indien de uitgang van het verschilcircuit 144 zich niet bevindt

8302695

binnen 0,1 vanaf 0, is de uitgang van de comparator 164 laag, hetgeen aangeeft, dat geen stutbeweging bespeurd is. Indien de uitgang van het verschilcircuit 144 zich bevindt binnen 0,1 vanaf 0, maar wordt een hoog verbodsignaal toegevoerd over de leiding 162 naar de comparator 164, blijft de uitgang van de comparator laag. De 1 sekonde vertraging-
lijn van de uitgang vanaf het verschilcircuit 144 voorkomt dat de uitgang van de comparator 164 hoog gaat, wanneer een bepaling van "geen beweging" gemaakt wordt door de comparator 160, hetgeen een hoog verbodsignaal opwekt over de leiding 162.

Opgemerkt wordt dat het systeem van fig. 8 redelijkheidstesten uitvoert; d.w.z. veranderingen in belading en beweging van het gestel die plaatsvinden tijdens het uitvallen van energie, mogen niet altijd resulteren in hoge uitgangen over de leidingen 120 en 158. Indien het systeem van fig. 8 bepaalt dat de beladingsveranderingen of gestelbewegingen, die plaatsvinden tijdens het uitschakelen van de energie, zich bevinden binnen grenzen, zodat het gewichtssignaal vastgehouden voorafgaande aan het uitvallen van energie en het fout compensatiesignaal over de leiding 104 op adequate wijze compensatie zal bieden voor de fouten, zullen de uitgangen over de leidingen 120 en 158 laag zijn.

C O N C L U S I E S

1. Gewichtsmeetsysteem voor een vliegtuig met een landingsgestel en middelen voor het opwekken van een gewichtsignaal dat het vliegtuiggewicht op het landingsgestel weergeeft, gekenmerkt door een systeem voor het corrigeren van beladingsfouten in het opgewekte
5 gewichtsignaal, bevattende middelen voor het begrenzen van bewegingen van het landingsgestel; middelen die reageren op de bewegingsdetectie- middelen voor het vasthouden van een eerste gewichtsignaal opgewekt na de laatst bespeurde beweging; middelen voor het opwekken van een fout compensatiesignaal als reactie op het vastgehouden gewichtsignaal
10 en een tweede gewichtsignaal opgewekt voorafgaande aan de volgende bespeurde beweging; en middelen voor het combineren van het fout compensatiesignaal met het tweede gewichtsignaal ter verschaffing van een gecorrigeerd gewichtsignaal.
2. Systeem volgens conclusie 1, met het kenmerk, dat het
15 bewegingsdetectiemiddel een middel omvat voor het opwekken van een signaal dat de versnelling van het landingsgestel weergeeft.
3. Systeem volgens conclusie 2, gekenmerkt door een dubbel integratormiddel dat reageert op het versnellingssignaal ter verschaffing van een signaal dat de beweging van het landingsgestel op afstand weer-
20 geeft.
4. Systeem volgens conclusie 3, gekenmerkt door middelen voor het vergelijken van het afstandsignaal met een referentiesignaal voor het bepalen van beweging van het landingsgestelelement.
5. Element volgens conclusie 2, gekenmerkt door middelen voor
25 het filteren van het versnellingssignaal teneinde de van belang zijnde speciale frequentiecomponenten af te zonderen.
6. Systeem volgens conclusie 5, met het kenmerk, dat de filter- middelen een derde orde banddoorlaatfilter is, waarvan de frequentie- grenzen corresponderen met het speciale landingsgestelelement, waarvan
30 de beweging wordt gedetecteerd.
7. Systeem volgens conclusie 5, gekenmerkt door middelen voor het vergelijken van het gefilterde signaal met een referentiesignaal om beweging te detecteren van het landingsgestel en voor het verschaffen van signalen die een maat zijn voor de bespeurde beweging en voor een
35 niet-bespeurde beweging.
8. Systeem volgens conclusie 7, gekenmerkt door middelen voor het vertragen van slechts het signaal dat een maat is voor de beweging.

8302695

9. Gewichtsmeetsysteem voor een vliegtuig met een landingsgestel en middelen voor het opwekken van een gewichtsignaal dat het gewicht van het vliegtuig op het landingsgestel weergeeft, gekenmerkt door een systeem voor het corrigeren van beladingsfouten in het opgewekte gewichtsignaal, 5 bevattende: middelen voor het vasthouden van een gewichtsignaal opgewekt op een bepaald tijdstip; middelen voor het opwekken van een fout compensatiesignaal als reactie op het vastgehouden gewichtsignaal en het daarop volgende opgewekt gewichtsignaal; middelen voor het combineren van het daarop volgend opgewekt gewichtsignaal en het foutcompensatiesignaal voor 10 het verkrijgen van een gecorrigeerd gewichtsignaal; een niet-vluchtig geheugen voor het opslaan van het vastgehouden gewichtsignaal en het gecorrigeerde gewichtsignaal in het geval dat energie uit het systeem wordt verwijderd; en middelen die reageren op het herstel van energie aan het systeem, nadat de energie verwijderd is en op het opgeslagen vastgehouden 15 gewichtsignaal, het opgeslagen gecorrigeerde gewichtsignaal en een energie-in-gewichtsignaal opgewekt juist nadat de energie hersteld is om te bepalen of het landingsgestel al of niet verplaatst was danwel of het vliegtuiggewicht op het landingsgestel was veranderd tijdens de periode dat de energie was verwijderd.

20 10. Systeem volgens conclusie 9, gekenmerkt door middelen voor het opwekken van een energie-uit fout correctiesignaal als reactie op het opgeslagen gecorrigeerde gewichtsignaal en het energie-in-gewichtsignaal, welke energie-uit-fout correctiesignaal gecombineerd wordt door middel van het combinatiemiddel met het daarop volgend opgewekte gewicht- 25 signaal en het fout compensatiesignaal ter verschaffing van het gecorrigeerde gewichtsignaal wanneer van het vliegtuiggewicht op het landingsgestel vastgesteld is dat het veranderd is tijdens de periode dat energie was verwijderd.

11. Systeem volgens conclusie 10, met het kenmerk, dat de 30 middelen voor het opwekken van het energie-uit fout correctiesignaal middelen omvat voor het combineren van het opgeslagen gecorrigeerde gewichtsignaal en het energie-in-gewichtsignaal ter verschaffing van een signaal dat het verschil daartussen weergeeft; en middelen voor het schalen van het verschilsignaal door een fout correctiequotiënt ter 35 verschaffing van het energie-uit-fout correctiesignaal.

12. Systeem volgens conclusie 9, gekenmerkt door middelen voor het terugstellen van de vasthoudmiddelen voor het vasthouden van het energie-in-gewichtsignaal wanneer van het landingsgestel is vastgesteld dat het zich verplaatst heeft tijdens de periode dat de energie was 40 verwijderd.

8302695

13. Systeem volgens conclusie 9, met het kenmerk, dat de vaststellingsmiddelen omvatten: middelen voor het combineren van het opgeslagen gecorrigeerde gewichtsignaal en het energie-in gewichtsignaal ter verschaffing van een eerste signaal dat representatief is voor het verschil er tussen; middelen voor het combineren van het opgeslagen gecorrigeerde gewichtsignaal en het opgeslagen vastgehouden gewichtsignaal ter verschaffing van een tweede signaal, dat representatief is voor het verschil er tussen; middelen voor het schalen van het tweede verschilsignaal met een constante; en middelen voor het combineren van het eerste verschilsignaal met het geschaalde verschilsignaal ter verschaffing van een derde verschilsignaal dat representatief is voor het verschil er tussen.

14. Systeem volgens conclusie 13, gekenmerkt door middelen voor het vergelijken van het derde verschilsignaal met een referentiesignaal ter verschaffing van een signaal dat een maat is voor een belastingsverandering tijdens de periode dat vermogen was verwijderd indien het derde verschilsignaal groter is dan het referentiesignaal.

15. Systeem volgens conclusie 13, gekenmerkt door middelen om het derde verschilsignaal te vergelijken met een referentiesignaal ter verkrijging van een signaal dat een maat is voor "geen beweging" van het landingsgestel indien het derde verschilsignaal ongeveer 0 is.

16. Systeem volgens conclusie 13, gekenmerkt door eerste middelen voor het vergelijken van het eerste verschilsignaal met een referentiesignaal ter verschaffing van een signaal dat een maat is voor beweging van het landingsgestel, indien het eerste verschilsignaal ongeveer 0 is.

17. Systeem volgens conclusie 16, gekenmerkt door middelen voor het vertragen van het eerste verschilsignaal alvorens het wordt toegevoerd aan het eerste vergelijkingsmiddel, en een tweede middel voor het vergelijken van het derde verschilsignaal met een referentiesignaal ter verschaffing van een verbodsignaal aan het eerste vergelijkingsmiddel, indien het derde verschilsignaal ongeveer 0 is.

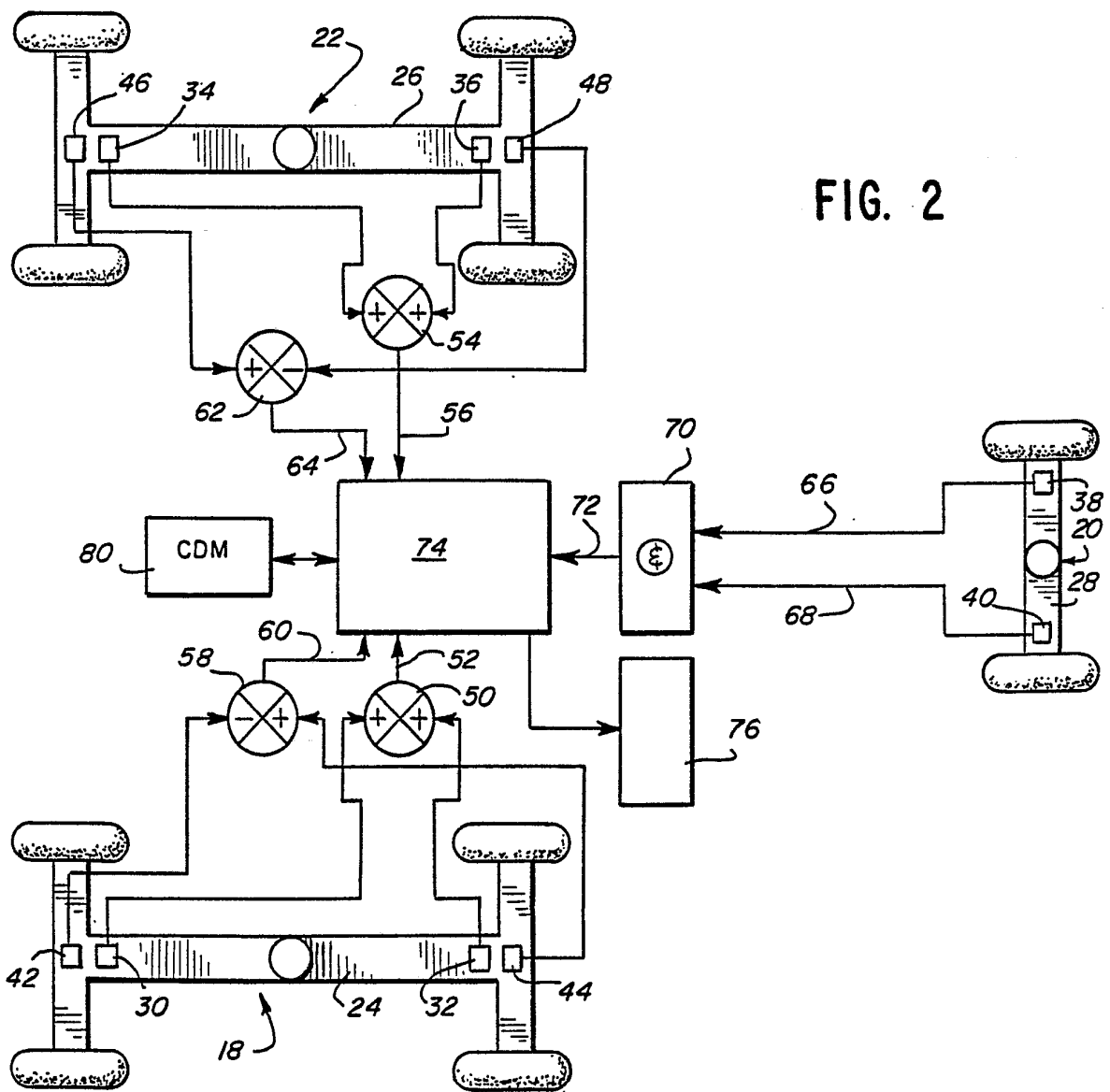
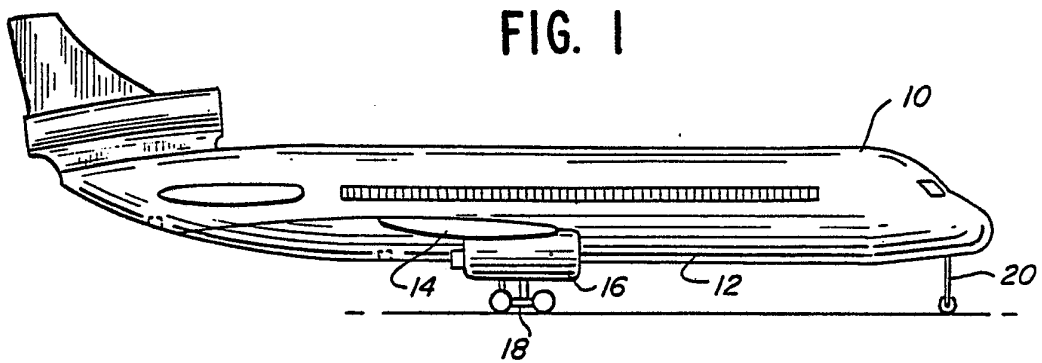


FIG. 3A

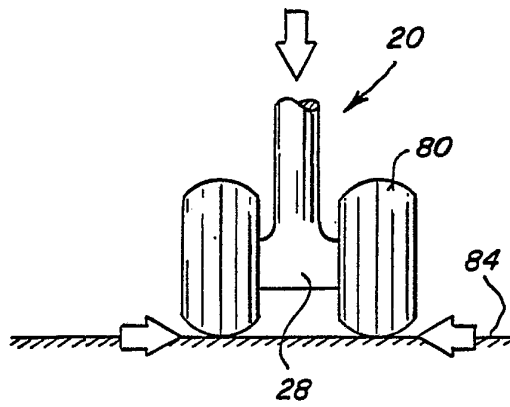


FIG. 3B

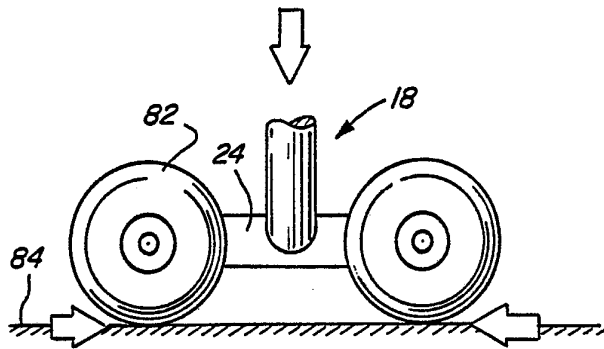
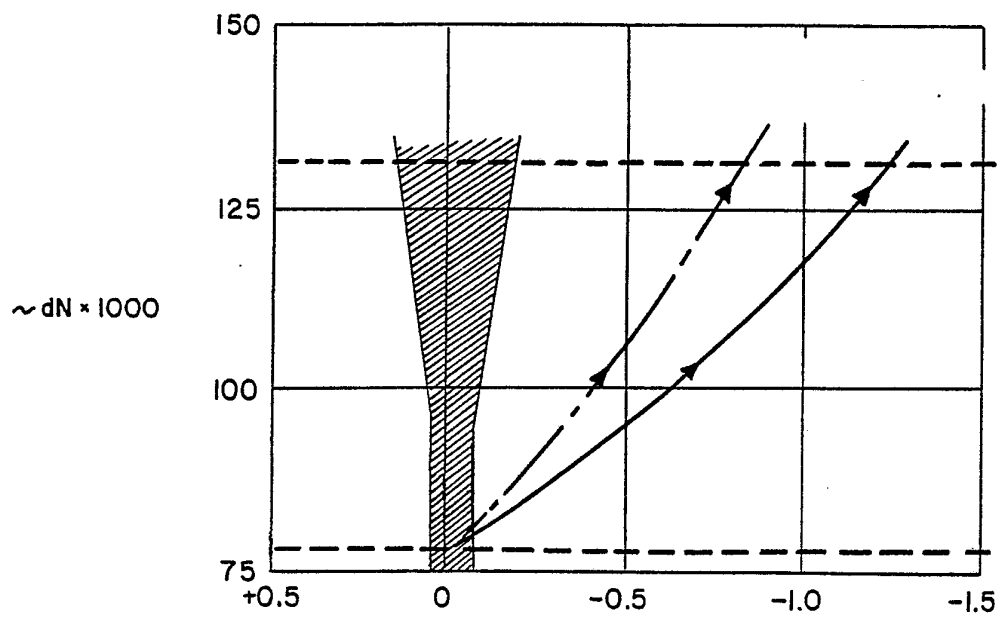


FIG. 4



8302695



FIG. 6



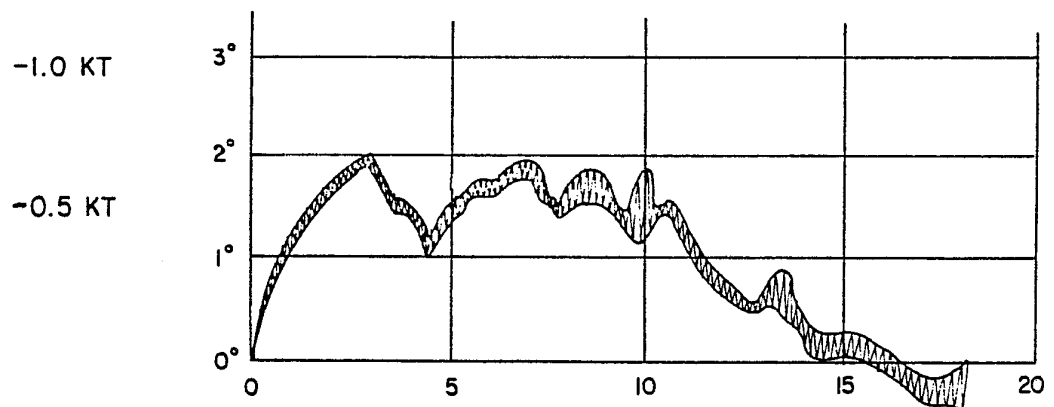


FIG. 7

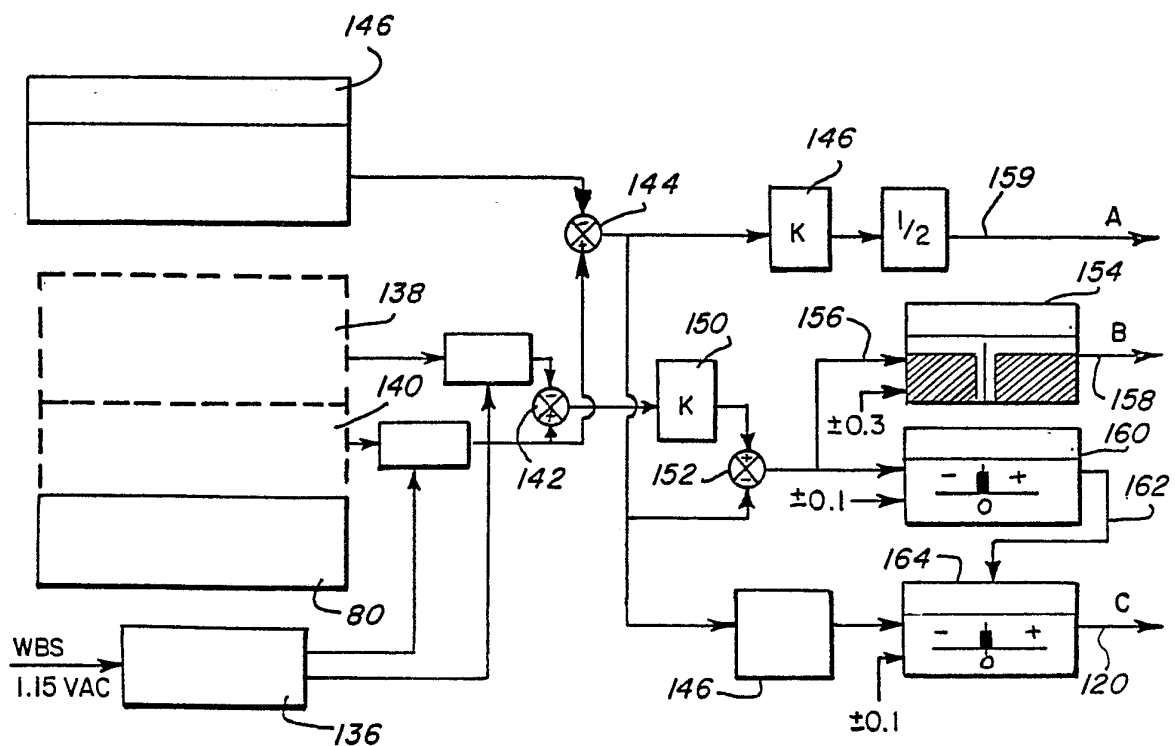


FIG. 8

8302695