



(86) Date de dépôt PCT/PCT Filing Date: 2006/09/12
(87) Date publication PCT/PCT Publication Date: 2007/03/22
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2013/04/02
(85) Entrée phase nationale/National Entry: 2008/02/14
(86) N° demande PCT/PCT Application No.: FR 2006/002082
(87) N° publication PCT/PCT Publication No.: 2007/031634
(30) Priorité/Priority: 2005/09/13 (FR0509324)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 31/10* (2006.01),
G05D 1/00 (2006.01)

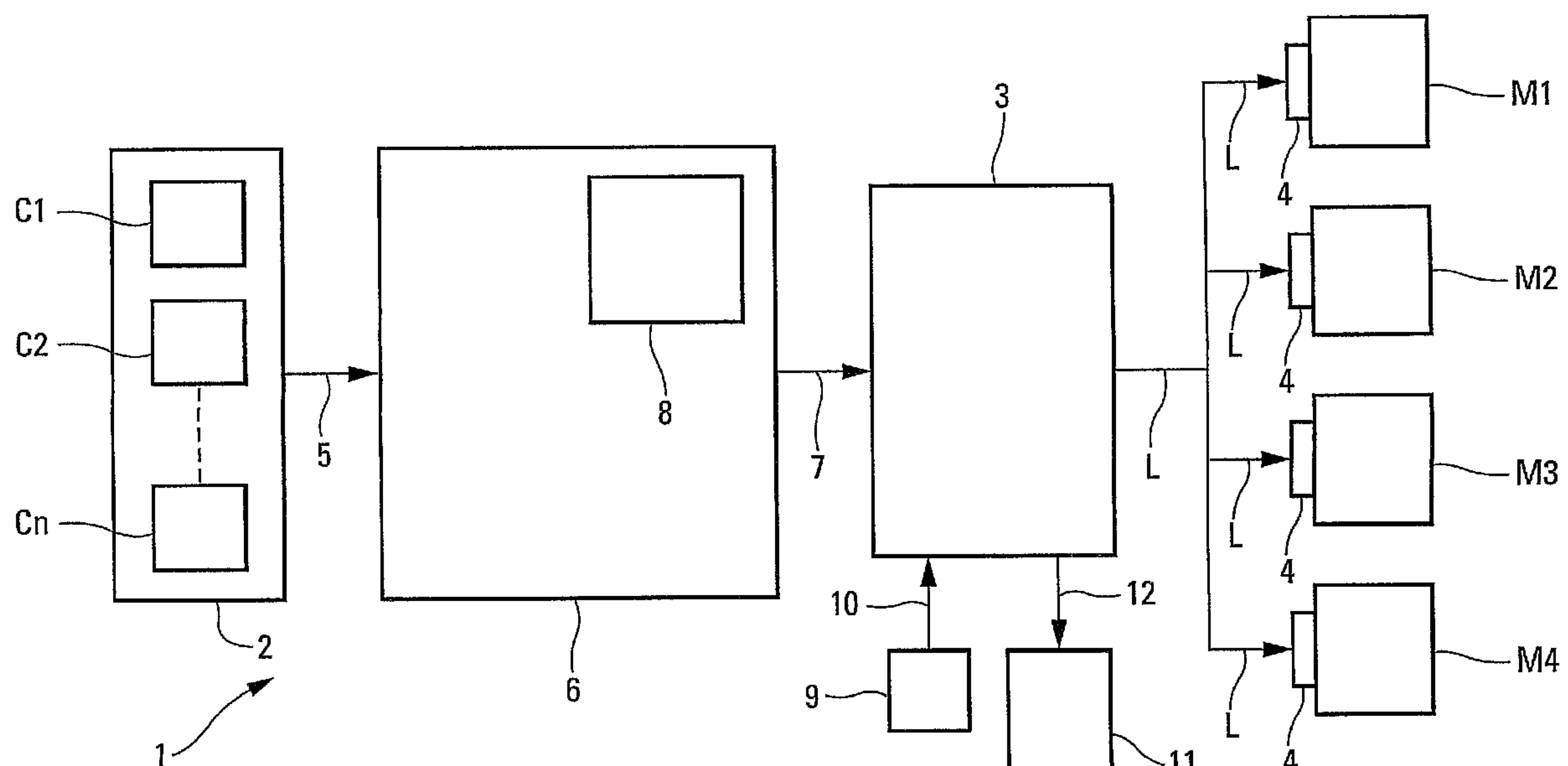
(72) Inventeurs/Inventors:
DEPLACE, FRANCK, FR;
RONCERAY, DIDIER, FR;
MULLER, JEAN, FR

(73) Propriétaire/Owner:
AIRBUS OPERATIONS SAS, FR

(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : DISPOSITIF DE PROTECTION D'ENERGIE POUR UN AVION

(54) Title: ENERGY PROTECTING DEVICE FOR AIRCRAFT



(57) Abrégé/Abstract:

Le dispositif (1) comporte des moyens de commande (3) pour activer une fonction de protection consistant à commander automatiquement les moteurs (M 1 à M4) pour qu'ils fournissent une puissance maximale lorsque des conditions de déclenchement sont réalisées, et des moyens d'inhibition (8) pour inhiber la fonction de protection et ceci uniquement lorsque tous les moteurs qui sont agencés sur une même aile de l'avion sont simultanément en panne.

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)(19) Organisation Mondiale de la Propriété
Intellectuelle
Bureau international(43) Date de la publication internationale
22 mars 2007 (22.03.2007)

PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2007/031634 A1(51) Classification internationale des brevets :
B64D 31/10 (2006.01) **G05D 1/00** (2006.01)Jean [FR/FR]; 26 Rue Passerive, F-31170 Tournefeuille
(FR).(21) Numéro de la demande internationale :
PCT/FR2006/002082(74) Mandataire : **HAUER, Bernard**; Cabinet Bonnetat, 29,
rue de St. Pétersbourg, F-75008 Paris (FR).(22) Date de dépôt international :
12 septembre 2006 (12.09.2006)(81) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre de
protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AT,
AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO,
CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB,
GD, GE, GH, GM, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE,
KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU,
LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA,
NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC,
SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT,
TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(25) Langue de dépôt : français

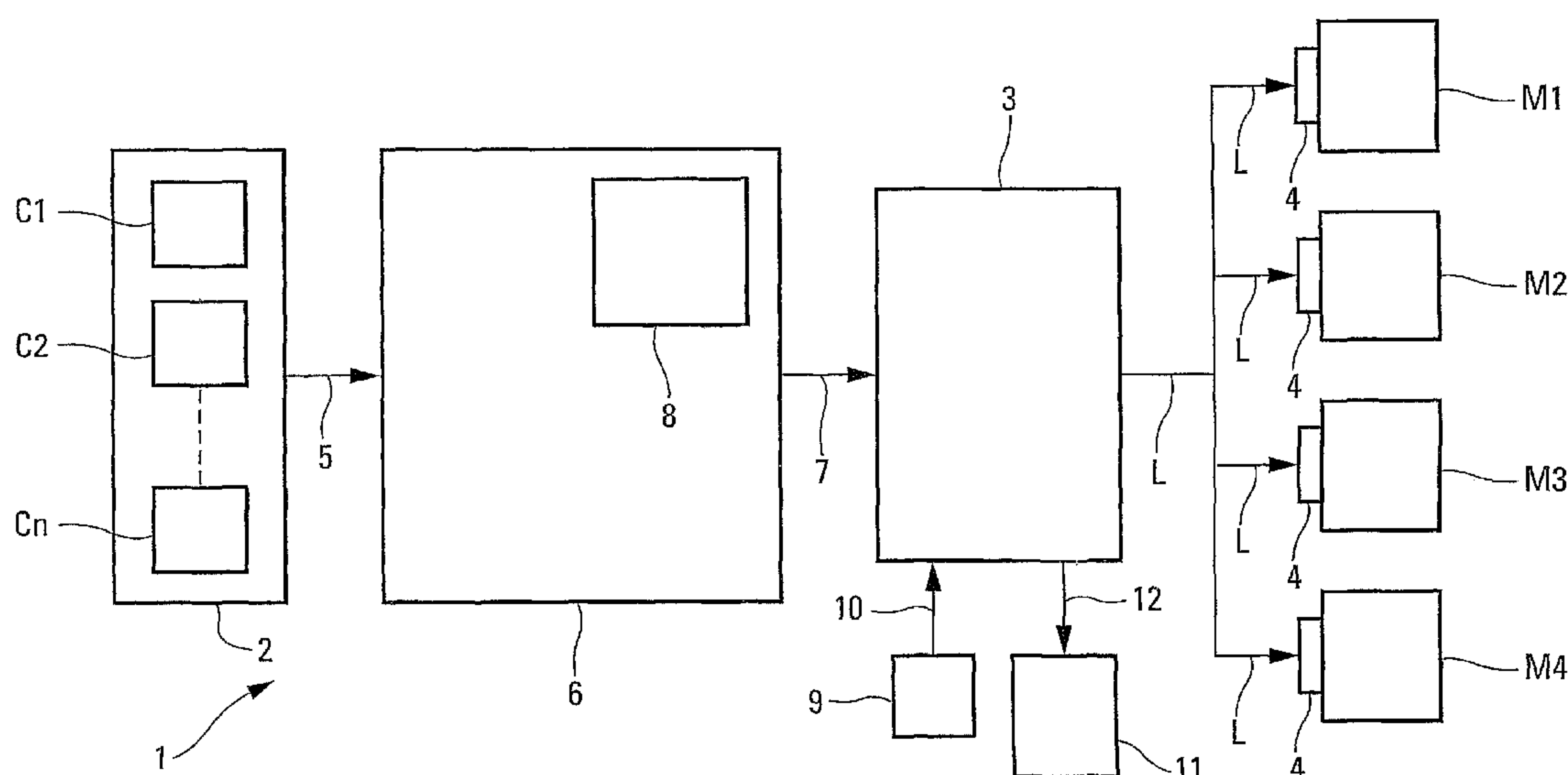
(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :
0509324 13 septembre 2005 (13.09.2005) FR(71) Déposant (*pour tous les États désignés sauf US*) : **AIR-
BUS FRANCE** [FR/FR]; 316, route de Bayonne, F-31060
Toulouse (FR).(84) États désignés (*sauf indication contraire, pour tout titre
de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH,
GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM,
ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM),
européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI,
FR, GB, GR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, NL, PL, PT,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: ENERGY PROTECTING DEVICE FOR AIRCRAFT

(54) Titre : DISPOSITIF DE PROTECTION D'ÉNERGIE POUR UN AVION



(57) Abstract: The invention concerns a device (1) comprising control means (3) for activating a protective function which consists in automatically controlling the engines (M1 to M4) so that they supply maximum power when the triggering conditions are fulfilled, and inhibiting means (8) for inhibiting the protective function solely when all the engines which are arranged on a common wing of the aircraft have simultaneously broken down.

(57) Abrégé : Le dispositif (1) comporte des moyens de commande (3) pour activer une fonction de protection consistant à commander automatiquement les moteurs (M 1 à M4) pour qu'ils fournissent une puissance maximale lorsque des conditions de déclenchement sont réalisées, et des moyens d'inhibition (8) pour inhiber la fonction de protection et ceci uniquement lorsque tous les moteurs qui sont agencés sur une même aile de l'avion sont simultanément en panne.

WO 2007/031634 A1

WO 2007/031634 A1



RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

Publiée :

- avec rapport de recherche internationale
- avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

Dispositif de protection d'énergie pour un avion.

La présente invention concerne un dispositif de protection d'énergie pour un avion, notamment un avion quadrimoteur.

Plus précisément, ledit dispositif est destiné à protéger l'avion contre des situations de basse énergie (faible vitesse, haute incidence, faible poussée moteur) qui peuvent mettre en péril la sécurité de l'avion, notamment près du sol.

Généralement, un tel dispositif comporte, de façon usuelle :

- des moyens de commande déclenchables, pour activer, lorsqu'ils sont déclenchés, une fonction de protection consistant à commander automatiquement lesdits moteurs afin qu'ils fournissent chacun une poussée maximale ; et
- des moyens de déclenchement pour surveiller automatiquement une pluralité de paramètres et pour déclencher automatiquement lesdits moyens de commande lorsque des conditions de déclenchement dépendant desdits paramètres sont réalisées.

Toutefois, en raison de la génération d'une poussée maximale sur chacun des moteurs de l'avion lors de l'activation de la fonction de protection, il apparaît un problème en cas de panne de l'un de ces moteurs. En effet, dans ce cas, la fonction de protection précitée entraîne une dissymétrie de poussée, c'est-à-dire que la poussée engendrée d'un côté (sous une aile) de l'avion est beaucoup plus importante que celle engendrée de l'autre côté (sous l'autre aile). Ceci entraîne un mouvement de lacet puis de roulis important qui peut conduire à un contrôle latéral difficile, et donc engendrer un problème de sécurité important, pour l'avion.

Aussi, pour éviter une telle situation, un dispositif de protection du type précité, comporte généralement de plus :

- des moyens de détection pour détecter toutes les pannes desdits moteurs ; et
- des moyens d'inhibition qui sont reliés auxdits moyens de détection et qui sont susceptibles d'inhiber lesdits moyens de déclenchement et
5 donc de désactiver la fonction de protection précitée.

De façon usuelle, lesdits moyens d'inhibition sont formés de manière à inhiber les moyens de déclenchement dès que l'un des moteurs est détecté en panne par lesdits moyens de détection, ce qui permet d'éviter les problèmes précités.

10 Toutefois, une telle solution réduit fortement la disponibilité du dispositif de protection de sorte que, dès qu'au moins un moteur est en panne, l'avion ne dispose plus de protection d'énergie.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un dispositif de protection d'énergie pour un avion
15 qui est muni d'au moins un moteur agencé sur chacune de ses ailes et d'au moins un moteur supplémentaire, dispositif qui présente un domaine d'utilisation étendu, dans lequel la sécurité de l'avion est préservée.

A cet effet, selon l'invention, ledit dispositif du type comportant :

- des moyens de détection pour détecter les pannes desdits moteurs ;
- 20 – des moyens de commande déclenchables, pour activer, lorsqu'ils sont déclenchés, une fonction de protection consistant à commander automatiquement lesdits moteurs pour qu'ils fournissent une poussée maximale ;
- des moyens de déclenchement pour surveiller automatiquement une
25 pluralité de paramètres et pour déclencher automatiquement lesdits moyens de commande lorsque des conditions de déclenchement dépendant desdits paramètres surveillés sont réalisées ; et

– des moyens d'inhibition reliés auxdits moyens de détection et susceptibles d'agir sur lesdits moyens de déclenchement, de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection,

est remarquable en ce que :

- 5 – lesdits moyens d'inhibition sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsque tous les moteurs qui sont agencés sur une même aile de l'avion sont simultanément en panne ; et
- 10 – lesdits moyens de commande sont formés de sorte que, lorsqu'ils sont déclenchés, ils commandent, en fonction du nombre et de la position des moteurs éventuellement en panne, au moins certains des moteurs non en panne, de manière à minimiser une éventuelle dissymétrie de poussée par rapport au fuselage de l'avion.

15 Dans un mode de réalisation préféré, le dispositif conforme à l'invention est appliqué à un avion qui est muni de quatre moteurs agencés par paires sur ses ailes. Dans ce cas, lesdits moyens d'inhibition sont donc formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsque deux moteurs qui sont agencés sur une même aile de l'avion sont simultanément en panne.

20 Ainsi, grâce à l'invention, la fonction de protection d'énergie est inhibée uniquement si deux moteurs situés sur une même aile sont simultanément en panne, une telle situation rendant alors critique pour le contrôle latéral de l'avion la dissymétrie créée, ce qui permet de réduire considérablement le nombre de cas d'inhibition de cette fonction de protection.

25 Par conséquent, le dispositif de protection conforme à l'invention présente un domaine d'utilisation beaucoup plus étendu qu'un dispositif usuel du type précité, en particulier en cas de panne d'un seul moteur ou en cas de panne de deux moteurs qui sont agencés sur des ailes différentes.

De plus, grâce à l'invention, les moyens de commande sont formés de manière à minimiser une éventuelle dissymétrie de poussée (par rapport au fuselage de l'avion), comme précisé ci-dessous. Par conséquent, une activation de la fonction de protection ne perturbe pas le
5 contrôle latéral de l'avion.

Les caractéristiques précitées permettent donc d'augmenter la sécurité de l'avion, à la fois de façon générale et par rapport à un dispositif de protection d'énergie usuel du type précité.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens de commande
10 sont formés de manière à commander (pour obtenir une puissance maximale), lorsqu'ils sont déclenchés :

- lorsqu'aucun moteur n'est en panne, tous les quatre moteurs ;
- lorsqu'un moteur externe est en panne, uniquement les deux moteurs internes de part et d'autre du fuselage ;
- 15 – lorsqu'un moteur interne est en panne, uniquement les deux moteurs externes de part et d'autre du fuselage ;
- lorsque les deux moteurs externes sont en panne, les deux moteurs internes de part et d'autre du fuselage ;
- lorsque les deux moteurs internes sont en panne, les deux moteurs
20 externes de part et d'autre du fuselage ; et
- lorsque le moteur interne d'une première aile et le moteur externe de la seconde aile sont en panne, les deux moteurs non en panne.

Le dispositif conforme à la présente invention peut également être appliqué à un avion trimoteur qui est muni d'un moteur agencé sur chacune de ses ailes et d'un moteur supplémentaire agencé sur le fuselage.
25 Dans ce cas, avantageusement, lesdits moyens d'inhibition sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsqu'au moins l'un des moteurs qui sont agencés sur les ailes est en panne.

En outre, avantageusement, lesdits moyens de déclenchement sont associés à une pluralité de capteurs destinés à mesurer au moins certains des paramètres suivants : l'incidence de l'avion, l'assiette longitudinale de l'avion, la vitesse de tangage de l'avion, la vitesse de l'avion ainsi
5 que son taux de décélération, le nombre de Mach de l'avion, la position de becs et de volets de l'avion, la hauteur radio-altitude de l'avion (hauteur par rapport au sol), la position d'un mini-manche, et des paramètres moteur (régime moteur) permettant de détecter une panne moteur.

Les moyens de détection précités et les capteurs précédents peuvent
10 faire partie d'une seule et même unité de détection.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdits moyens de déclenchement prennent en compte, comme conditions de déclenchement :

- des premières conditions relatives à un besoin de déclenchement ; et
- des secondes conditions relatives à une autorisation de déclenchement,
15 qui doivent être simultanément vérifiées pour engendrer le déclenchement.

Dans ce cas, avantageusement, lesdites premières conditions sont vérifiées, si au moins l'une des situations suivantes est vérifiée :

- l'incidence de l'avion est supérieure ou égale à une première valeur d'incidence et une condition d'énergie basse est active depuis une durée
20 prédéterminée ;
- l'incidence de l'avion est supérieure ou égale à une seconde valeur d'incidence prédéterminée ;
- un moyen de protection d'incidence est engagé et un manche de commande de l'avion est dans une position proche de la butée à cabrer ;
25
- l'assiette de l'avion est supérieure à une valeur d'assiette prédéterminée et le manche de commande est dans une position proche de la butée à cabrer.

En outre, de façon avantageuse, lesdites secondes conditions sont vérifiées si l'ensemble des situations suivantes sont vérifiées simultanément :

- la hauteur de l'avion par rapport au sol est supérieure à une valeur de
5 hauteur prédéterminée lors de l'atterrissage ;
- le nombre de Mach de l'avion est inférieur à une valeur prédéterminée de nombre de Mach ; et
- une pluralité de systèmes particuliers de l'avion, tels qu'une unité de
référence de données air de type ADR ("Air Data Reference" en an-
10 glais), un système de référence inertielle de type IRS ("Inertial Reference System" en anglais), un radioaltimètre, un moyen de détermination de la vitesse air, et un moyen de détermination de l'angle d'incidence, sont valides.

Par ailleurs, le dispositif de protection d'énergie conforme à l'in-
15 vention comporte, de plus, au moins un moyen qui est susceptible d'être actionné par un opérateur et qui est formé de manière à désactiver ladite fonction de protection lorsqu'il est actionné. Ce moyen peut notamment être un bouton-poussoir, un moyen de commande associé à un écran, ou un levier de commande de poussée qui peut par exemple être amené au
20 ralenti.

En outre, avantageusement, lesdits moyens de commande sont formés de manière à commander, lorsque la fonction de protection est activée, au moins certains des moteurs non en panne de sorte que ces derniers fournissent chacun une poussée maximale pour un décollage (niveau
25 de poussée appelé "Max Take-Off" en anglais) ou une remise des gaz (niveau de poussée appelé "Go-Around" en anglais).

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

Les figures 2 à 9 illustrent schématiquement un avion, sur lequel sont mis en évidence, le cas échéant, les moteurs en panne, les moteurs dont la poussée n'est pas modifiée, et les moteurs dont la poussée est modifiée conformément à la présente invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est un dispositif de protection d'énergie pour un avion A muni de quatre moteurs M1, M2, M3 et M4. Plus précisément, le dispositif 1 est destiné à protéger l'avion A contre des situations de basse énergie (faible vitesse, haute incidence, faible poussée moteur) qui peuvent mettre en péril la sécurité de l'avion A, notamment près du sol.

Pour ce faire, ledit dispositif 1 est du type usuel comportant :

- des moyens de détection faisant partie par exemple d'une unité de détection 2, pour détecter toutes les pannes desdits moteurs M1, M2, M3 et M4 ;
- des moyens de commande 3 qui sont déclenchables et qui sont formés de manière à activer une fonction de protection lorsqu'ils sont déclenchés. Cette fonction de protection consiste à commander automatiquement lesdits moteurs M1, M2, M3 et M4 de manière à modifier la poussée délivrée afin qu'ils fournissent chacun une poussée maximale. Pour ce faire, lesdits moyens de commande 3 sont reliés par l'intermédiaire de liaisons L à des moyens usuels 4 destinés à modifier la poussée exercée par lesdits moteurs M1, M2, M3 et M4, notamment en modifiant l'alimentation en carburant desdits moteurs ;
- des moyens de déclenchement 6 qui sont reliés par l'intermédiaire de liaisons 5 et 7 respectivement à ladite unité de détection 2 et auxdits moyens de commande 3 et qui sont formés de manière à surveiller automatiquement une pluralité de paramètres particuliers (précisés ci-

après) et à déclencher automatiquement lesdits moyens de commande 3 lorsque des conditions de déclenchement (précisées ci-dessous) dépendant desdits paramètres sont réalisées ; et

- des moyens d'inhibition 8 qui sont liés auxdits moyens de déclenchement 6, par exemple en étant intégrés dans ces derniers, et qui sont formés de manière à agir sur lesdits moyens de déclenchement 6 de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection.

Bien entendu, si la fonction de protection n'est pas activée ou si son activation a été inhibée, les différents moteurs M1 à M4 de l'avion A sont commandés de façon usuelle suivant des ordres usuels engendrés notamment par le pilote de l'avion A.

Selon l'invention, notamment pour augmenter le domaine d'utilisation du dispositif 1, tout en préservant la sécurité de l'avion A :

- lesdits moyens d'inhibition 8 sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection (c'est-à-dire à empêcher ou à arrêter la mise en œuvre de cette fonction), uniquement lorsque deux moteurs qui sont agencés sur une même aile B ou C de l'avion A sont simultanément en panne ; et
- lesdits moyens de commande 3 sont formés de sorte que, lorsqu'ils sont déclenchés par lesdits moyens de déclenchement 6, ils commandent, en fonction du nombre et de la position sur les ailes B et C des moteurs qui sont éventuellement en panne, au moins certains des moteurs qui ne sont alors pas en panne, de manière à simultanément :
 - obtenir une poussée maximale ; et
 - minimiser une éventuelle dissymétrie de poussée par rapport au fuselage de l'avion A, illustré par un axe X-X sur la figure 2.

Ainsi, grâce à l'invention, la fonction de protection est inhibée uniquement si deux moteurs situés sur une même aile B ou C de l'avion A sont simultanément en panne, une telle situation rendant impossible la

réduction d'une éventuelle dissymétrie de poussée. La caractéristique précédente permet de réduire considérablement le nombre de cas d'inhibition de cette fonction de protection. Par conséquent, le dispositif de protection 1 conforme à l'invention présente un domaine d'utilisation beaucoup plus étendu qu'un dispositif usuel. Il est, en particulier, actif en cas de panne d'un seul moteur ou en cas de panne de deux moteurs qui sont agencés sur des ailes différentes de l'avion A.

De plus, grâce à l'invention, les moyens de commande 3 sont formés de manière à minimiser une éventuelle dissymétrie de poussée [par rapport au fuselage (X-X) de l'avion A], comme précisé ci-dessous. Par conséquent, une activation de la fonction de protection ne perturbe pas le contrôle latéral de l'avion A.

Les caractéristiques précitées permettent donc d'augmenter la sécurité de l'avion A, à la fois de façon générale et par rapport à un dispositif de protection d'énergie usuel.

Dans un mode de réalisation particulier, ladite unité de détection 2 comporte une pluralité de capteurs C1, C2, ..., Cn pour mesurer respectivement au moins certains des paramètres suivants (qui sont surveillés par les moyens de déclenchement 6) : l'incidence de l'avion A, l'assiette longitudinale de l'avion A, la vitesse de tangage de l'avion A, la vitesse de l'avion A ainsi que son taux de décélération, le nombre de Mach de l'avion A, la position de becs et de volets de l'avion A, la hauteur radio-altitude de l'avion A (hauteur par rapport au sol), la position d'un mini-manche, et des paramètres moteur (régime moteur) permettant de détecter une panne moteur.

En outre, lesdits moyens de déclenchement 6 prennent en compte, comme conditions de déclenchement :

- des premières conditions relatives à un besoin de déclenchement de la fonction de protection, qui sont basées sur des paramètres illustrant les actions du pilote et la situation de l'avion A ; et
- des secondes conditions relatives à une autorisation de déclenchement de la fonction de protection, qui sont basées sur des paramètres de l'avion A et de systèmes dudit avion A.

Ces premières et secondes conditions doivent être vérifiées simultanément pour engendrer le déclenchement des moyens de commande 3.

Dans un mode de réalisation particulier, lesdites premières conditions sont vérifiées, si au moins l'une des situations A/, B/, C/ et D/ suivantes est vérifiée :

- A/ l'incidence de l'avion A est supérieure ou égale à une première valeur d'incidence et une condition d'énergie basse est active depuis une durée prédéterminée ;
- B/ l'incidence de l'avion A est supérieure ou égale à une seconde valeur d'incidence prédéterminée ;
- C/ un moyen de protection d'incidence est engagé et le manche de commande est dans une position proche de la butée à cabrer ;
- D/ l'assiette de l'avion A est supérieure à une valeur d'assiette prédéterminée et le manche de commande est dans une position proche de la butée à cabrer.

Concernant la situation A/ précitée, on notera que :

- l'incidence de l'avion A correspond à la somme d'une incidence avion α_{avion} et d'une valeur dynamique α_d . Cette valeur dynamique α_d est un terme d'avance de phase qui tient compte de la décélération de l'avion A, de conditions de fort vent ou de la vitesse de tangage de l'avion A, et anticipe ainsi une augmentation à court terme de l'angle d'incidence ;

- ladite première valeur d'incidence est déterminée en tant que compromis entre des contraintes de manoeuvrabilité de l'avion A et l'efficacité de la fonction de protection. Cette première valeur d'incidence dépend par exemple des positions des becs et volets de l'avion A et du nombre
5 de Mach ;
- ladite durée prédéterminée représente un retard qui permet au pilote d'avoir suffisamment de temps pour réagir (à partir d'une première détection d'une condition d'énergie basse qui peut être par exemple uniquement sonore sans effet sur le régime des moteurs) avant le déclen-
10 chement de la fonction de protection, qui peut être considérée par le pilote de façon négative, puisqu'elle entraîne souvent une remise des gaz.

Concernant la situation B/, ladite seconde valeur d'incidence correspond à une incidence jugée maximale, donnant encore une marge
15 acceptable par rapport à l'incidence de décrochage de l'avion A. Cette seconde valeur d'incidence est supérieure à ladite première valeur d'incidence et peut être déterminée, par exemple, en fonction de la position des becs et des volets ainsi que du nombre de Mach de l'avion A.

En outre, lesdites secondes conditions sont vérifiées, si l'ensemble
20 des situations E/, F/ et G/ suivantes sont vérifiées simultanément :

- E/ la hauteur de l'avion A par rapport au sol est supérieure à une valeur de hauteur prédéterminée, lors de l'atterrissage ;
- F/ le nombre de Mach de l'avion A est inférieur à une valeur prédéterminée de nombre de Mach ; et
- 25 G/ une pluralité de systèmes particuliers, tels qu'une unité de référence de données air de type ADR ("Air Data Reference" en anglais), un système de référence inertielle de type IRS ("Inertial Reference System" en anglais), un radioaltimètre, un moyen de détermination de la vitesse air, et

un moyen de détermination de l'angle d'incidence, de l'avion A sont valides.

On notera qu'en raison de la condition relative à la situation E/ précitée, la fonction de protection est inhibée au sol, et même lors de l'atterrissage, si l'avion A est situé trop près du sol.

Par ailleurs, le dispositif 1 conforme à l'invention comporte, de plus, au moins un moyen 9 qui est relié par exemple par l'intermédiaire d'une liaison 10 auxdits moyens de commande 3 (ou auxdits moyens de déclenchement 6), qui est susceptible d'être actionné par un opérateur, et qui est formé de manière à désactiver ladite fonction de protection lorsqu'il est actionné. Ainsi, le pilote est susceptible à tout moment de désactiver ladite fonction de protection. A titre d'illustration, ledit moyen 9 peut être :

- un bouton-poussoir ;
- un moyen de commande qui est associé à un écran, par exemple un écran de type FCU ("Flight Control Unit" en anglais, à savoir unité de commande de vol) ;
- un levier de commande de poussée, qui peut par exemple être amené au ralenti pour désactiver la fonction de protection.

Ledit dispositif 1 peut également comporter un moyen d'affichage 11 qui est relié par l'intermédiaire d'une liaison 12 auxdits moyens de commande 3 et qui est susceptible d'afficher un message prévenant un pilote de l'avion A de toute activation de la fonction de protection, par exemple en affichant un message approprié sur un écran, tel qu'un écran primaire de vol de type PFD ("Primary Flight Display" en anglais) par exemple.

En outre, lesdits moyens de commande 3 sont formés de manière à commander, lorsque la fonction de protection est activée, au moins certains des moteurs non en panne de l'avion A de sorte que ces derniers

fournissent chacun une poussée maximale usuelle pour un décollage ou une remise des gaz.

Comme indiqué précédemment, la fonction de protection est déclenchée chaque fois que les conditions appropriées précitées sont réalisées. De plus, cette fonction de protection est inhibée uniquement si deux
5 moteurs qui sont situés sur une même aile B ou C de l'avion A sont simultanément en panne.

Sur les figures 2 à 9, on présente schématiquement différentes situations possibles qui montrent à chaque fois l'avion A muni d'ailes B et
10 C. Chaque aile B, C comporte un moteur externe M1, M4 par rapport au fuselage (X-X) de l'avion A et un moteur interne M2, M3 par rapport audit fuselage. Sur ces figures 2 à 9, lesdits moteurs M1, M4 sont représentés sous forme :

- d'un cercle muni d'une croix, lorsque le moteur correspondant est en
15 panne, comme représenté par exemple pour le moteur M1 sur la figure 3 ;
- d'un rond noirci, lorsque le moteur correspondant est commandé à la puissance maximale conformément à la présente invention. Une telle commande est mise en évidence par l'intermédiaire de flèches E qui illustrent la poussée (ou la traction) correspondante, comme représenté
20 par exemple pour les moteurs M2 et M3 sur la figure 3 ; et
- d'un simple cercle non noirci, lorsque le moteur correspondant n'est pas en panne, mais n'est pas commandé conformément à l'invention de sorte qu'il continue à générer une puissance qui est représentative d'ordres
25 usuels, comme représenté par exemple pour le moteur M4 sur la figure 3.

Selon l'invention, lesdits moyens de commande 3 sont formés de manière à commander, pour obtenir une puissance maximale, lorsqu'ils sont déclenchés :

- lorsqu'aucun moteur n'est en panne, tous les quatre moteurs M1 à M4, comme représenté sur la figure 2 ;
- lorsqu'un moteur externe M1 est en panne, uniquement les deux moteurs internes M2 et M3 de part et d'autre du fuselage (X-X) de l'avion A, comme représenté sur la figure 3 ;
- lorsqu'un moteur interne M2 est en panne, uniquement les deux moteurs externes M1 et M4 de part et d'autre du fuselage, comme représenté sur la figure 4 ;
- lorsque les deux moteurs internes M2 et M3 sont en panne, les deux moteurs externes M1 et M4 de part et d'autre du fuselage, comme représenté sur la figure 5 ;
- lorsque les deux moteurs externes M1 et M4 sont en panne, les deux moteurs internes M2 et M3 de part et d'autre du fuselage, comme illustré sur la figure 6 ; et
- lorsque le moteur interne M3 d'une première aile C et le moteur externe M1 de la seconde aile B sont en panne, les deux moteurs M2 et M4 non en panne.

En résumé, lorsque les conditions relatives au déclenchement de la fonction de protection sont réalisées et :

- si aucun moteur n'est en panne, tous les moteurs sont commandés à la puissance maximale, comme représenté sur la figure 2. On obtient ainsi une poussée symétrique ;
- si deux moteurs sont en panne, mais ne se trouvent pas sur une même aile B, C, les deux moteurs restants sont commandés à la puissance maximale, comme représenté sur la figure 7. Ceci peut entraîner une légère dissymétrie de poussée ; et
- si deux moteurs sont en panne sur une même aile, la fonction de protection est inhibée. Ceci est le cas lorsqu'uniquement deux moteurs M1 et M2 sont en panne, comme représenté sur la figure 8, ou lorsque

trois moteurs M1, M3 et M4 sont en panne, comme représenté sur la figure 9.

Bien entendu, en cas de panne simultanée des quatre moteurs M1 à M4, la question de la commande d'un moteur ne se pose pas.

5 On notera que le dispositif de protection d'énergie conforme à l'invention peut également s'appliquer à un avion trimoteur (non représenté) comprenant deux moteurs sous voilure et un moteur sur fuselage. Si le moteur sur fuselage tombe en panne, on prévoit la possibilité d'activer la fonction de protection d'énergie sur les deux moteurs sous voilure. Pour
10 ce faire, les moyens d'inhibition dudit dispositif de protection d'énergie sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsqu'au moins l'un des moteurs sous voilure est en panne.

REVENDICATIONS

1. Dispositif de protection d'énergie pour un avion (A) qui est muni d'au moins un moteur (M1, M3) agencé sur chacune de ses ailes (B, C) et d'au moins un moteur supplémentaire (M2, M4), ledit dispositif (1) comportant :

- des moyens de détection (2) pour détecter les pannes desdits moteurs (M1 à M4) ;
- des moyens de commande (3) déclenchables, pour activer, lorsqu'ils sont déclenchés, une fonction de protection consistant à commander automatiquement lesdits moteurs (M1 à M4) pour qu'ils fournissent une poussée maximale ;
- des moyens de déclenchement (6) pour surveiller automatiquement une pluralité de paramètres et pour déclencher automatiquement lesdits moyens de commande (3) lorsque des conditions de déclenchement dépendant desdits paramètres surveillés sont réalisées ; et
- des moyens d'inhibition (8) reliés auxdits moyens de détection (2) et susceptibles d'agir sur lesdits moyens de déclenchement (6) de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection,

caractérisé en ce que :

- lesdits moyens d'inhibition (8) sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsque tous les moteurs qui sont agencés sur une même aile (B, C) de l'avion (A) sont simultanément en panne ; et
- lesdits moyens de commande (3) sont formés de sorte que, lorsqu'ils sont déclenchés, ils commandent, en fonction du nombre et de la position des moteurs éventuellement en panne, au moins certains des moteurs non en panne, de manière à minimiser une éventuelle dissymétrie de poussée par rapport au fuselage de l'avion (A).

2. Dispositif selon la revendication 1, pour un avion (A) qui est muni de quatre moteurs (M1 à M4) agencés par paires sur ses ailes (B, C), caractérisé en ce que lesdits moyens d'inhibition (8) sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement
5 lorsque deux moteurs qui sont agencés sur une même aile (B, C) de l'avion (A) sont simultanément en panne.

3. Dispositif selon la revendication 2, caractérisé en ce que lesdits moyens de commande (3) sont formés de manière à commander, lorsqu'ils sont déclenchés :

- 10 – lorsqu'aucun moteur n'est en panne, tous les quatre moteurs (M1 à M4) ;
- lorsqu'un moteur externe (M1, M4) est en panne, uniquement les deux moteurs internes (M2, M3) de part et d'autre du fuselage ;
- lorsqu'un moteur interne (M2, M3) est en panne, uniquement les deux
15 moteurs externes (M1, M4) de part et d'autre du fuselage ;
- lorsque les deux moteurs externes (M1, M4) sont en panne, les deux moteurs internes (M2, M3) de part et d'autre du fuselage ;
- lorsque les deux moteurs internes (M2, M3) sont en panne, les deux moteurs externes (M1, M4) de part et d'autre du fuselage ; et
- 20 – lorsque le moteur interne (M3) d'une première aile (C) et le moteur externe (M1) de la seconde aile (B) sont en panne, les deux moteurs (M2, M4) non en panne.

4. Dispositif selon la revendication 1, pour un avion trimoteur qui est muni d'un moteur agencé sur chacune de ses ailes et d'un moteur
25 supplémentaire agencé sur le fuselage, caractérisé en ce que lesdits moyens d'inhibition sont formés de manière à inhiber l'activation de ladite fonction de protection, uniquement lorsqu'au moins l'un des moteurs qui sont agencés sur les ailes est en panne.

5. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que lesdits moyens de déclenchement (6) sont associés à une pluralité de capteurs (C1, C2, Cn) destinés à mesurer au moins certains des paramètres suivants: l'incidence de l'avion (A), l'assiette longitudinale de l'avion (A), la vitesse de tangage de l'avion (A), la vitesse de l'avion (A) ainsi que son taux de décélération, le nombre de Mach de l'avion (A), la position de becs et de volets de l'avion (A), la hauteur radio-altitude de l'avion (A), la position d'un mini-manche, et des paramètres moteur permettant de détecter une panne moteur.

6. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que lesdits moyens de déclenchement (6) prennent en compte, comme conditions de déclenchement:

- des premières conditions relatives à un besoin de déclenchement; et
- des secondes conditions relatives à une autorisation de déclenchement, qui doivent être simultanément vérifiées pour engendrer le déclenchement.

7. Dispositif selon la revendication 6, caractérisé en ce que lesdites premières conditions sont vérifiées, si au moins l'une des situations suivantes est vérifiée:

- l'incidence de l'avion (A) est supérieure ou égale à une première valeur d'incidence et une condition d'énergie basse est active depuis une durée prédéterminée;
- l'incidence de l'avion (A) est supérieure ou égale à une seconde valeur d'incidence prédéterminée;
- un moyen de protection d'incidence est engagé et un manche de commande de l'avion (A) est dans une position proche de la butée à cabrer;
- l'assiette de l'avion (A) est supérieure à une valeur d'assiette prédéterminée et le manche de commande est dans une position proche de la butée à cabrer.

8. Dispositif selon l'une des revendications 6 et 7, caractérisé en ce que lesdites secondes conditions sont vérifiées, si l'ensemble des situations suivantes sont vérifiées simultanément:

- la hauteur de l'avion (A) par rapport au sol est supérieure à une valeur de hauteur prédéterminée, lors de l'atterrissage;
- le nombre de Mach de l'avion (A) est inférieur à une valeur prédéterminée de nombre de Mach; et
- une pluralité de systèmes particuliers de l'avion (A) sont valides.

9. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 8, caractérisé en ce qu'il comporte, de plus, au moins un moyen (9) qui est susceptible d'être actionné par un opérateur et qui est formé de manière à désactiver ladite fonction de protection lorsqu'il est actionné.

10. Dispositif selon l'une quelconque des revendications 1 à 9, caractérisé en ce que lesdits moyens de commande (6) sont formés de manière à commander, lorsque la fonction de protection est activée, au moins certains des moteurs non en panne de sorte que ces derniers fournissent chacun une poussée maximale pour un décollage ou une remise des gaz.

11. Avion, caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que celui spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 10.

1/3

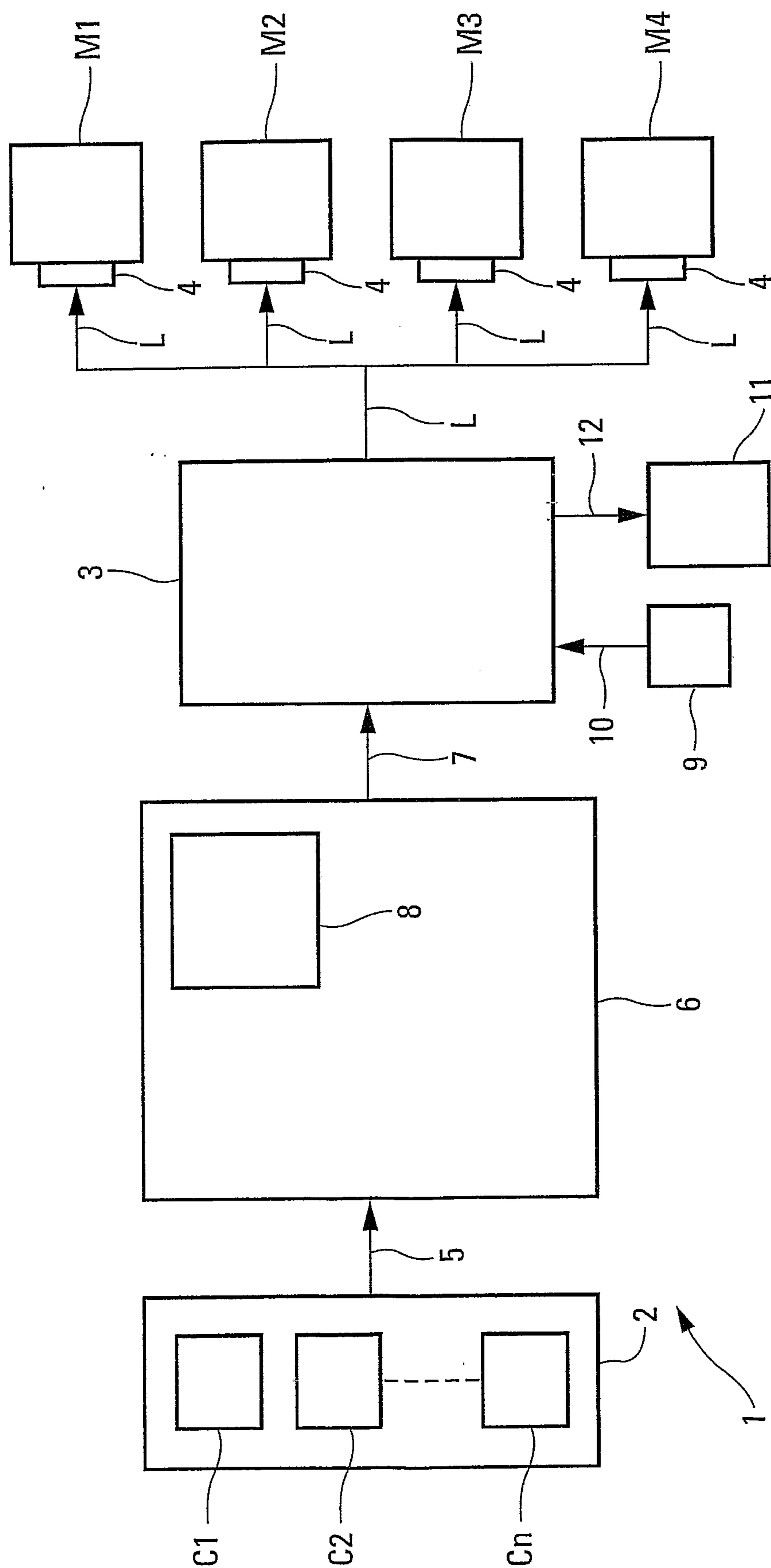


Fig. 1

2/3

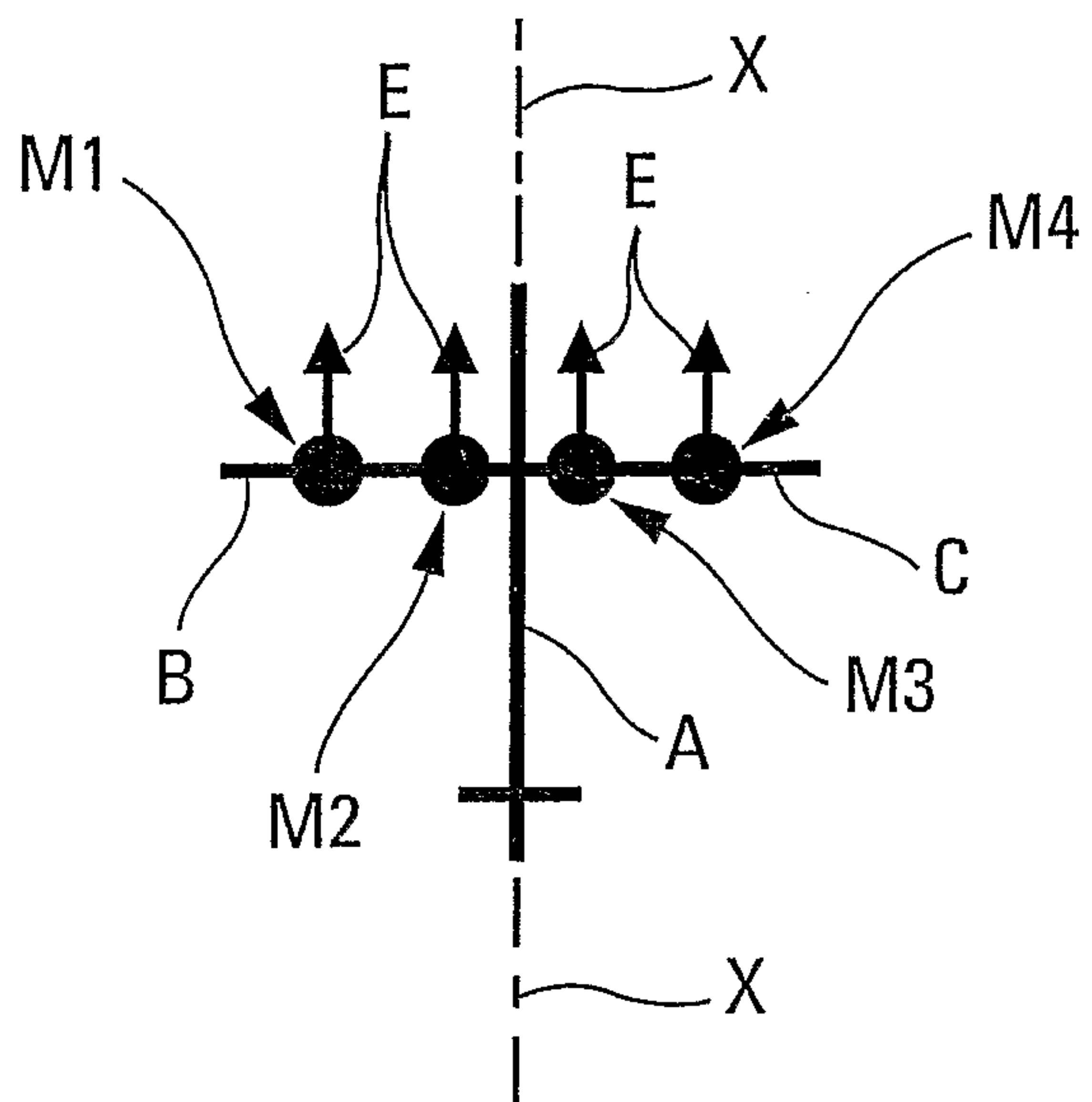


Fig. 2

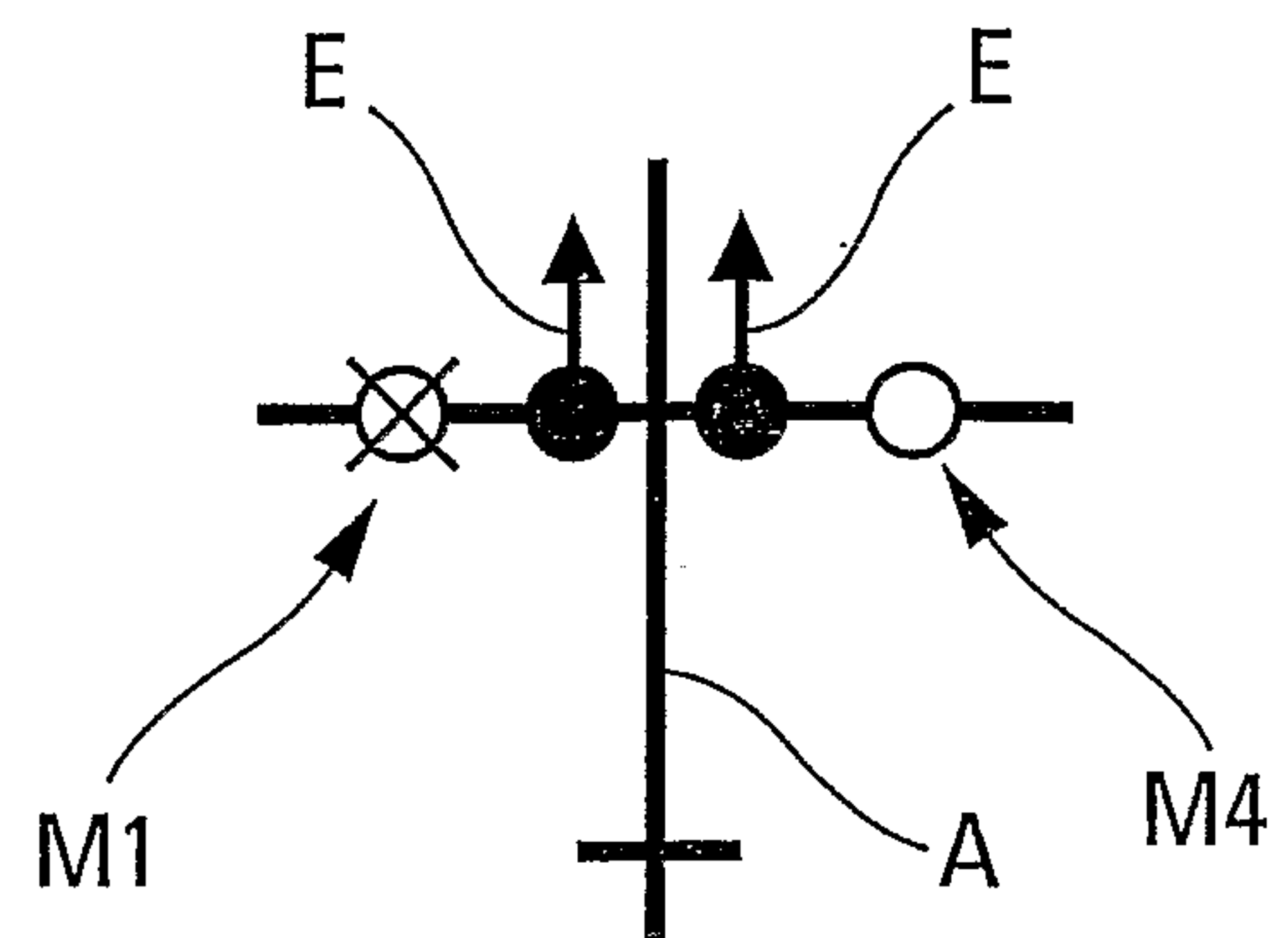


Fig. 3

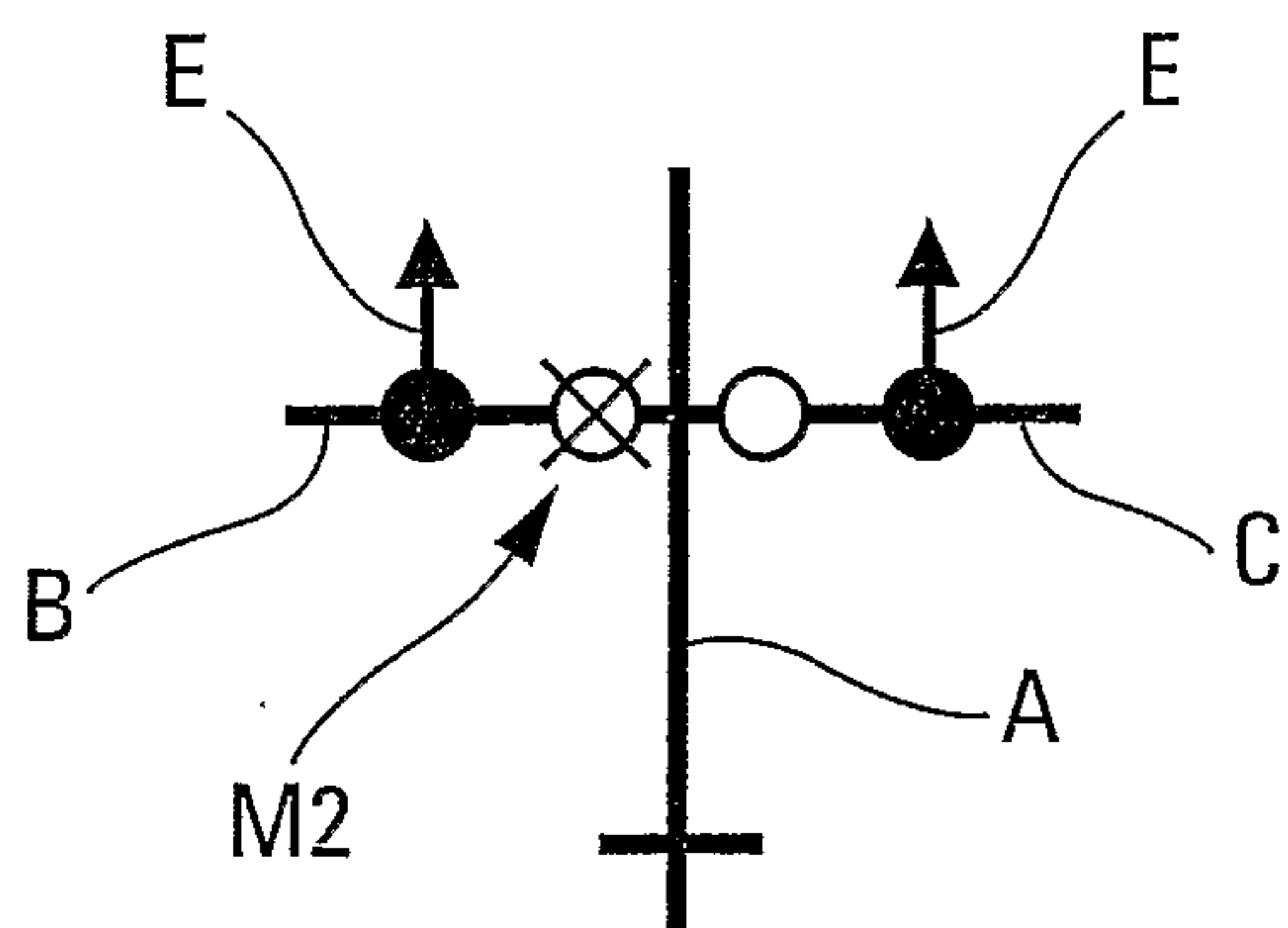


Fig. 4

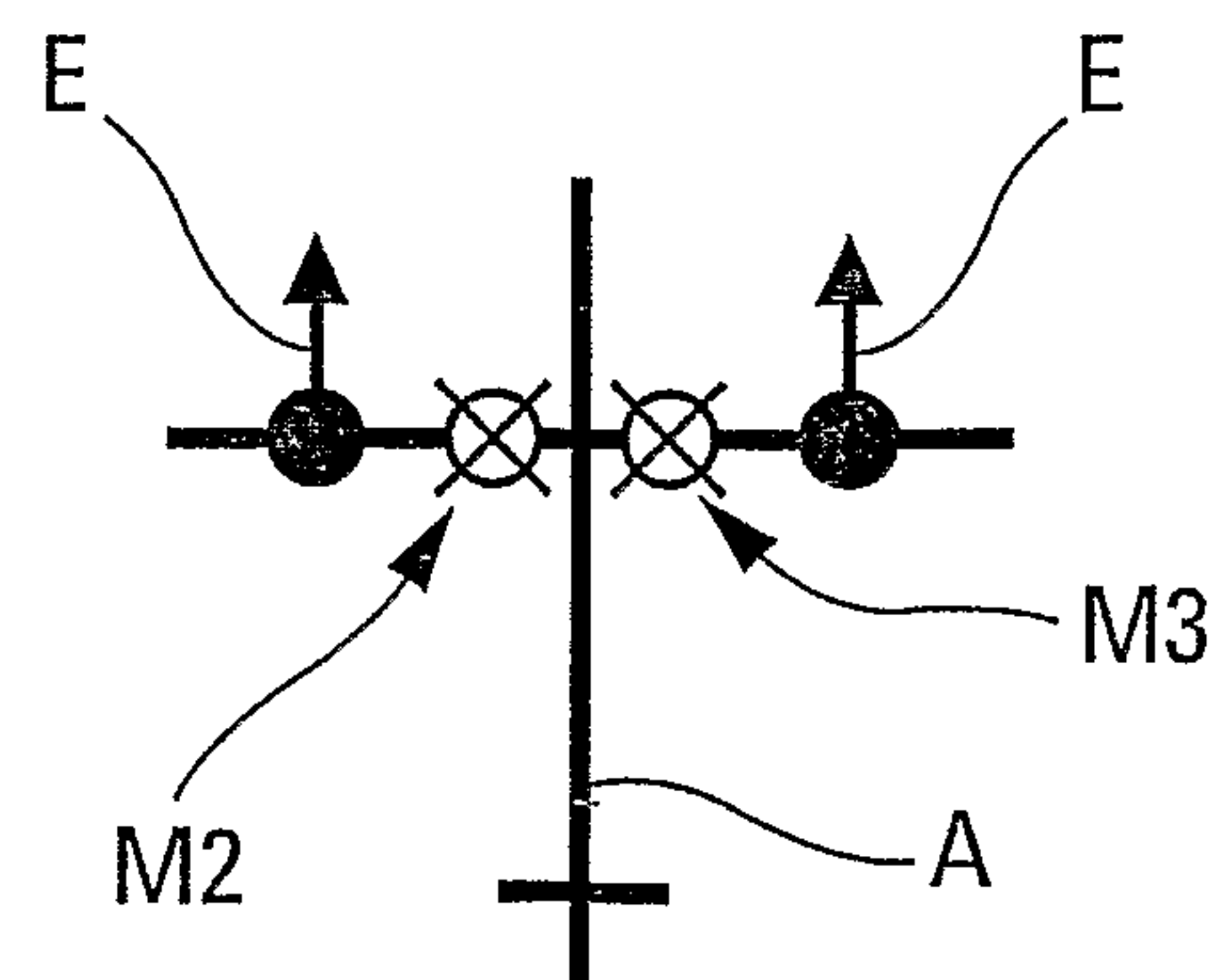


Fig. 5

3/3

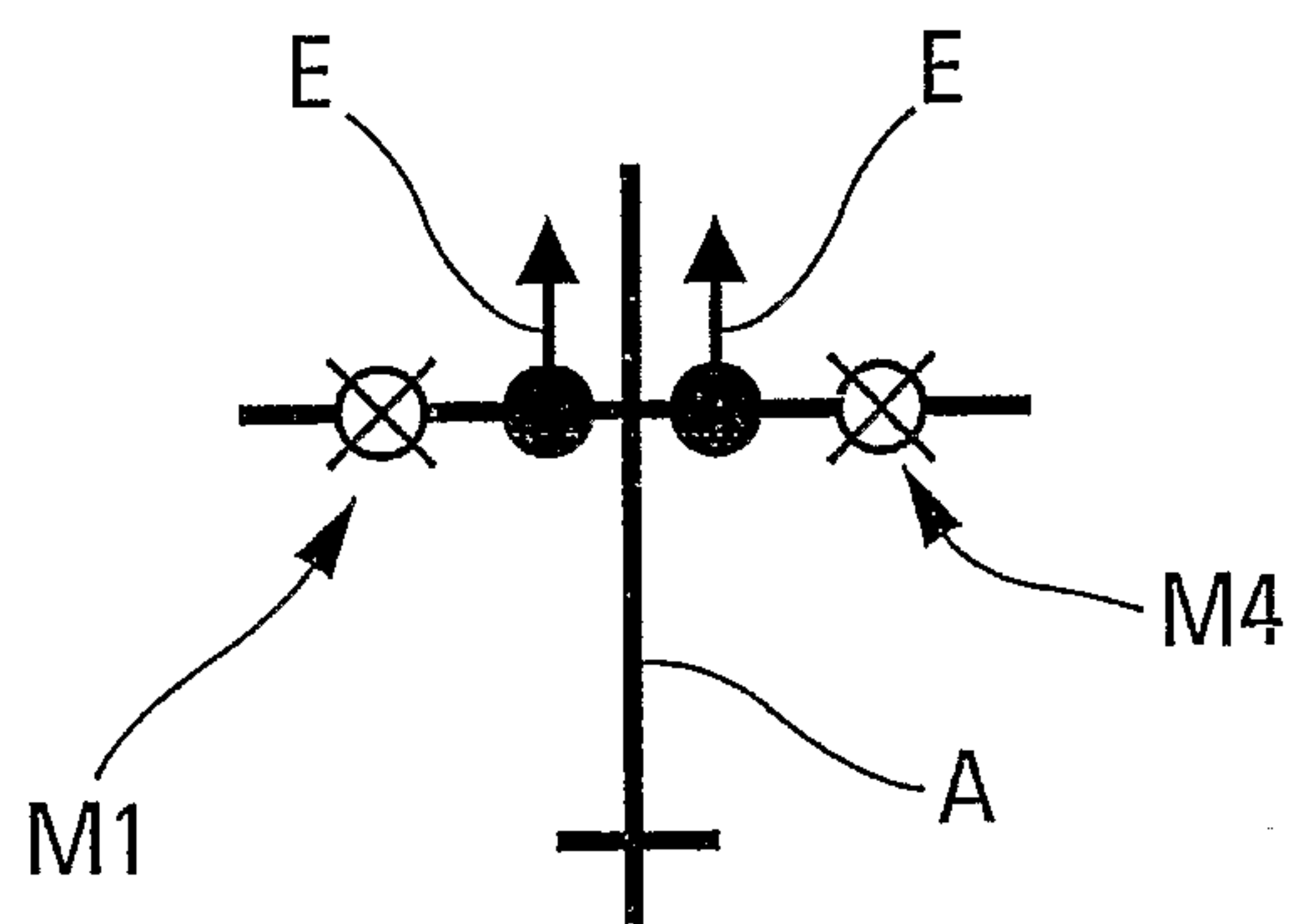


Fig. 6

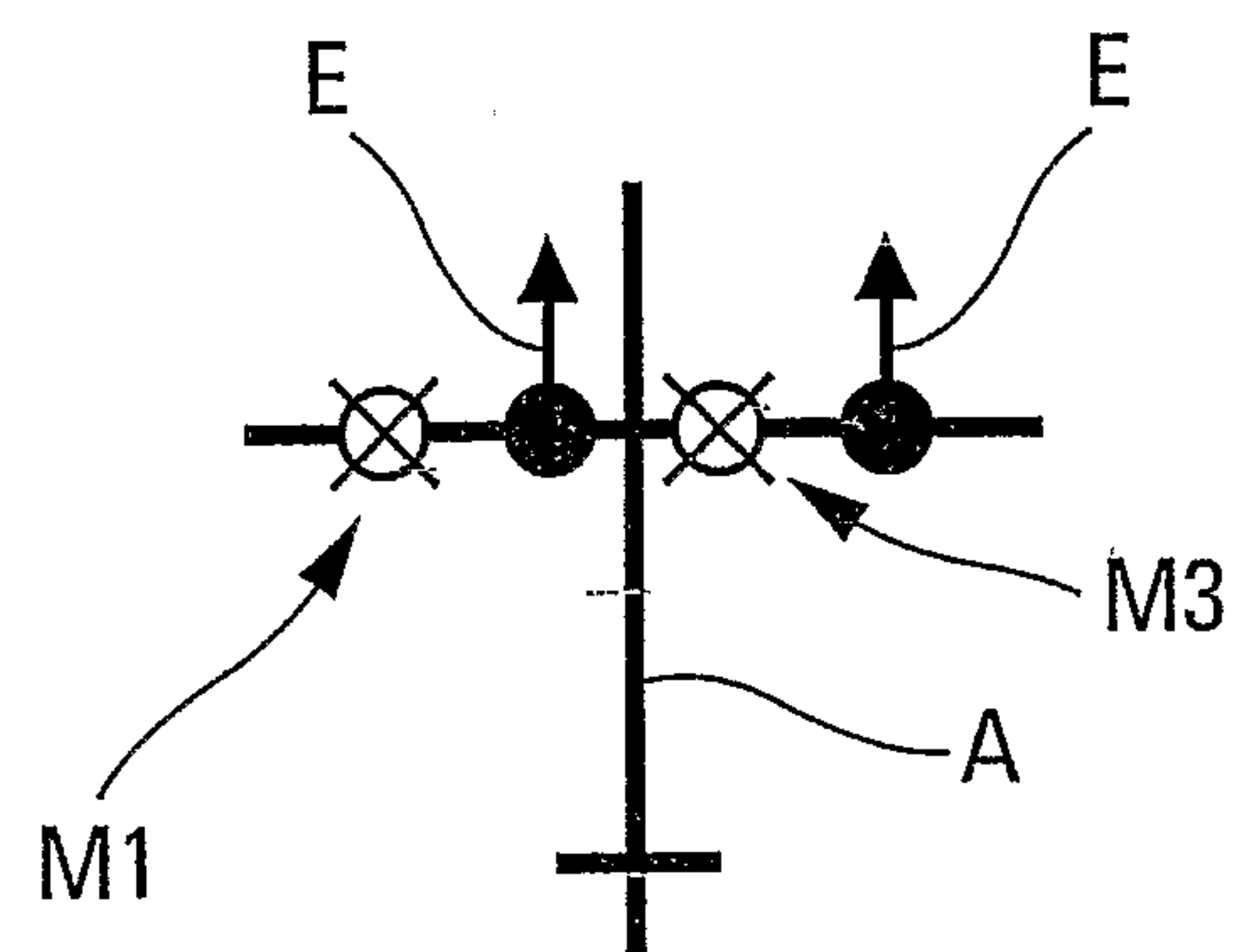


Fig. 7

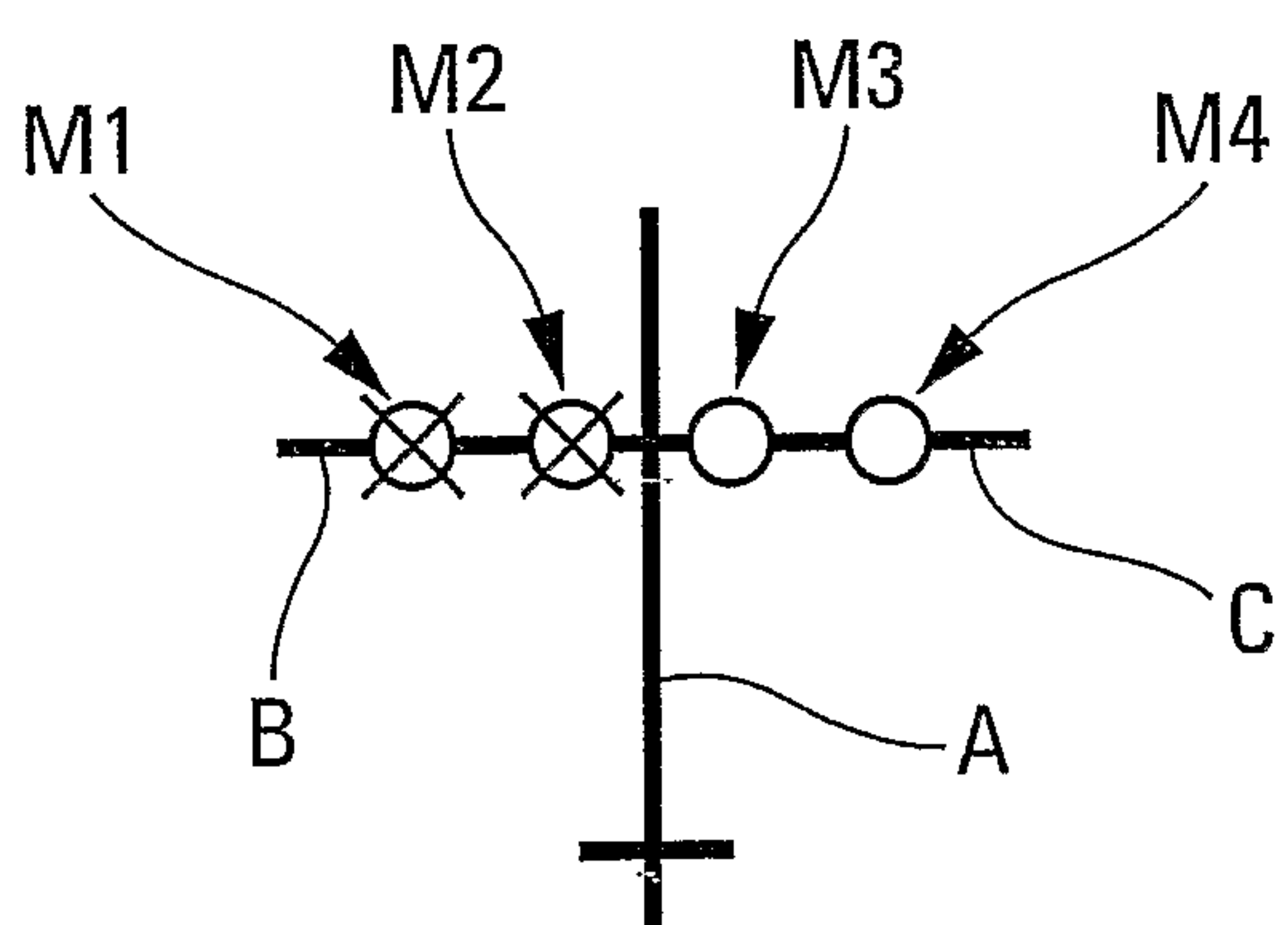


Fig. 8

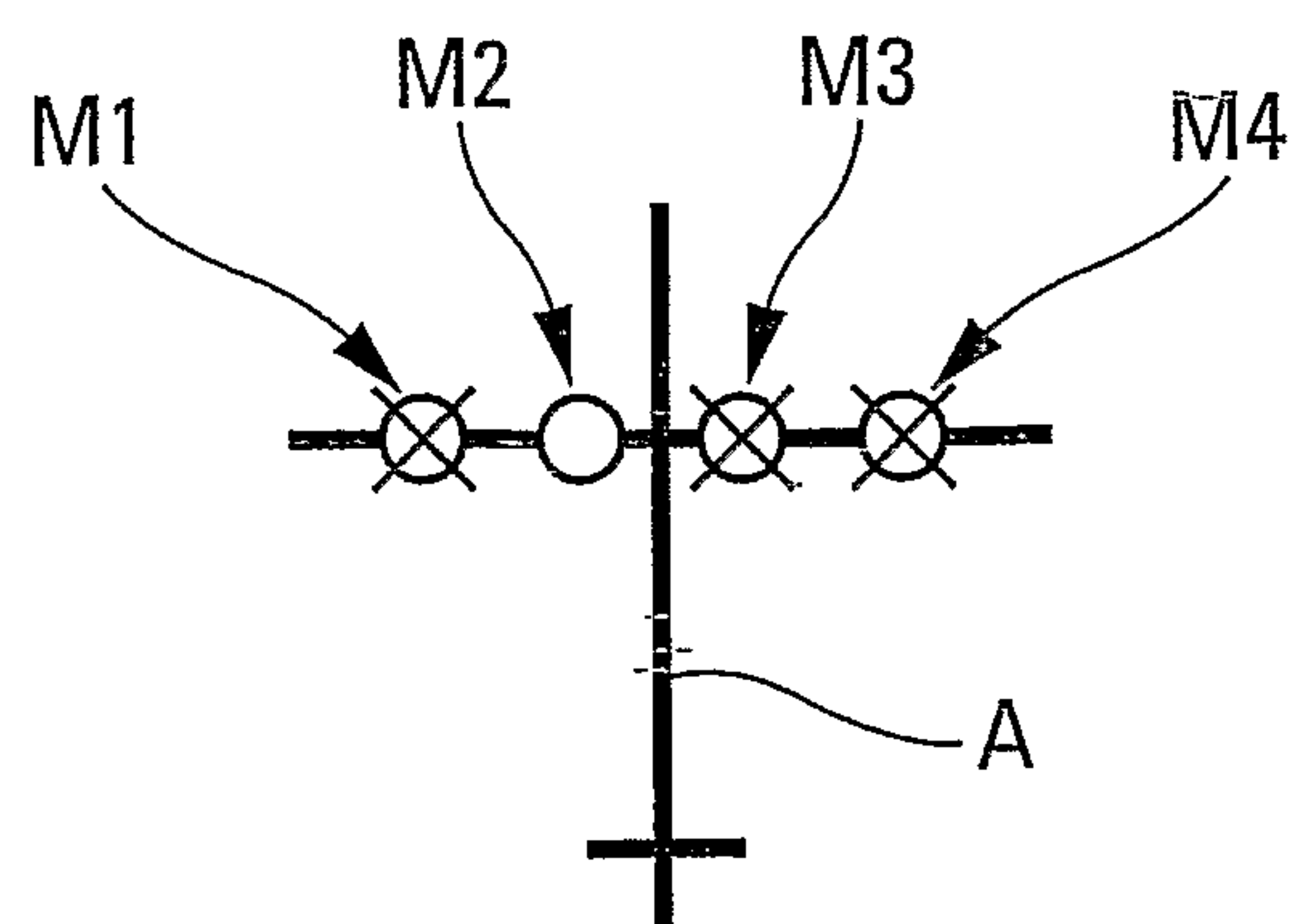


Fig. 9

