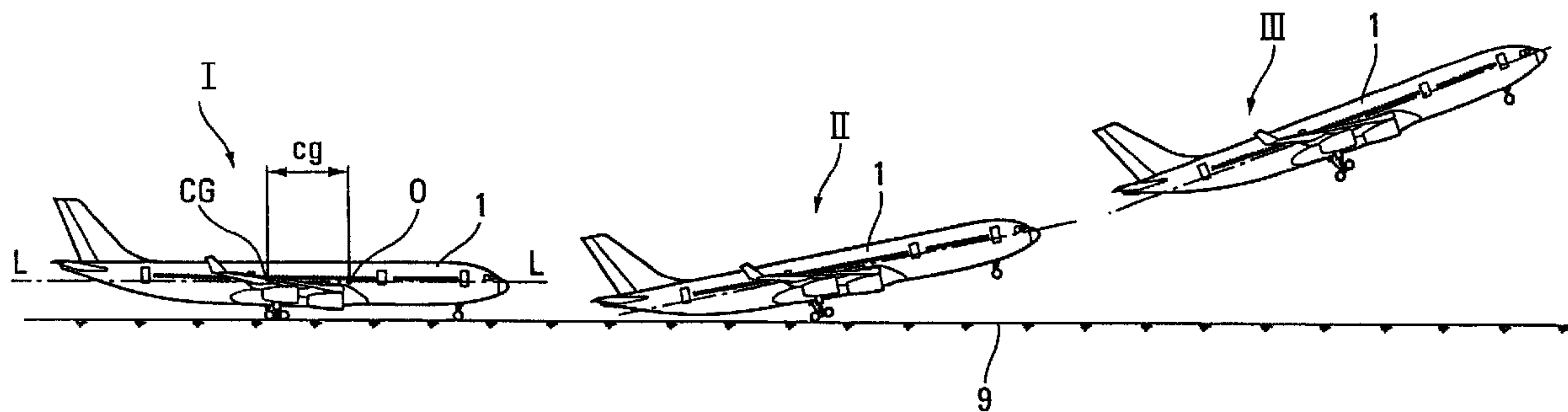




(22) Date de dépôt/Filing Date: 2005/04/04
(41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2005/10/28
(30) Priorité/Priority: 2004/04/28 (04 04494) FR

(51) Cl.Int.⁷/Int.Cl.⁷ B64C 13/18, G05D 1/00
(71) Demandeur/Applicant:
AIRBUS FRANCE, FR
(72) Inventeurs/Inventors:
DELAPLACE, FRANCK, FR;
MATHIEU, GERARD, FR;
DANIEL, NICOLAS, DE
(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : PROCÉDE D'AIDE AU DECOLLAGE D'UN AERONEF
(54) Title: PROCESS TO ASSIST IN AIRCRAFT TAKEOFF



(57) Abrégé/Abstract:

- Selon l'invention, on choisit arbitrairement une vitesse de référence V_{Rref} et on détermine l'écart existant entre cette valeur de référence et la valeur de vitesse de rotation et on agit sur les gouvernes de profondeur et/ou sur l'empennage horizontal réglable de l'aéronef (1) pour tenir compte dudit écart.

A B R É G É

- Selon l'invention, on choisit arbitrairement une vitesse de référence V_{Rref} et on détermine l'écart existant entre cette valeur de référence et la valeur de vitesse de rotation et on agit sur les gouvernes de profondeur et/ou sur l'empennage horizontal réglable de l'aéronef (1) pour tenir compte dudit écart.

Procédé d'aide au décollage d'un aéronef.

La présente invention concerne un procédé d'aide au décollage d'un aéronef permettant d'uniformiser le comportement dudit aéronef lors des rotations de décollage et d'éliminer, ou à tout le moins de réduire, l'influence de variations de certains paramètres de l'aéronef, tels que masse, configuration des becs de bord d'attaque et des volets de bord de fuite, poussée, vitesse au moment de la rotation, etc ...

On sait que certains aéronefs comportent un empennage horizontal stabilisateur, réglable en inclinaison. Un tel empennage horizontal réglable est, dans la technique, désigné par l'une ou l'autre des abréviations PHR (pour Plan Horizontal Réglable) ou THS (pour Trimmable Horizontal Stabiliser). Tout comme un empennage horizontal fixe, un empennage horizontal réglable est pourvu de gouvernes de profondeur formant le bord de fuite dudit empennage horizontal réglable.

Un empennage horizontal réglable peut être braqué dans le sens à cabrer ou à piquer et il est utilisé dans certaines phases de vol. Par exemple, lors du décollage de l'aéronef et préalablement à la rotation, il est usuel de braquer ledit empennage horizontal réglable, par action du pilote ou d'un système automatique, d'un angle de braquage de valeur prédéterminée. La valeur théorique optimale de l'angle de braquage de l'empennage horizontal réglable dépend de plusieurs paramètres de l'aéronef, tels que la position longitudinale du centre de gravité, la masse totale au décollage, la configuration des becs de bord d'attaque et des volets de bord de fuite, la poussée, la vitesse de rotation, etc ...

La valeur réelle de l'angle de braquage est importante car elle conditionne le comportement de l'avion pendant la phase de rotation, qui commence lorsque, l'aéronef ayant atteint en roulant une valeur prédéter-

minée de vitesse, dite vitesse de rotation, le pilote tire sur le manche pour actionner dans le sens à cabrer lesdites gouvernes de profondeur et qui finit lorsque l'assiette de l'aéronef s'est stabilisée autour d'une valeur prédéterminée, par exemple égale à 15° . Si la valeur réelle de cet angle de braquage est trop à cabrer, il peut s'ensuivre un décollage spontané sans intervention du pilote avec un éventuel toucher de queue ou bien, au contraire, si elle est trop à piquer, un décollage laborieux pénalisant les performances de l'aéronef.

En règle générale, au décollage, la valeur de l'angle de braquage de l'empennage horizontal réglable correspond à un moment à cabrer, ce qui est notamment le cas lorsque le centre de gravité de l'aéronef occupe une position longitudinale avancée vers le nez de l'aéronef : en effet, dans ce cas, l'aéronef est difficile à faire tourner au moment de la rotation et l'empennage horizontal réglable doit créer un moment cabreur élevé. Cependant, lorsque le centre de gravité de l'aéronef est en position longitudinale arrière, l'aéronef a tendance à tourner très facilement et l'empennage horizontal réglable ne doit créer qu'un faible moment de tangage, qui peut être cabreur, voire même piqueur.

Comme il a été rappelé ci-dessus, la valeur théorique optimale de l'angle de braquage, au décollage, de l'empennage horizontal réglable dépend de nombreux paramètres. Aussi, pour un réglage précis de l'inclinaison dudit empennage horizontal réglable, est-il nécessaire de tenir compte de la totalité, ou à tout le moins d'un grand nombre, de ces paramètres, ce qui conduit à des dispositifs de réglage compliqués.

La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient.

A cette fin, selon l'invention, le procédé d'aide au décollage d'un aéronef comportant des volets de bord de fuite et des becs de bord d'attaque, ainsi qu'un empennage horizontal réglable auquel sont articulées des gouvernes de profondeur, procédé selon lequel :

- on prédétermine une valeur VR de vitesse de l'aéronef, dite vitesse de rotation, à laquelle doit commencer la rotation de décollage, ladite valeur VR devant se trouver dans une plage de valeurs de vitesse imposée par des dispositions réglementaires ; et
- 5 – on applique audit aéronef une commande en tangage d'aide au décollage braquant ledit empennage horizontal réglable d'un angle dont la valeur est prédéterminée,
est remarquable en ce que :
 - dans ladite plage de valeurs de vitesse, on choisit arbitrairement une
 - 10 vitesse de référence VRref et on détermine, pour cette vitesse de référence VRref, la valeur de l'angle de braquage dudit empennage horizontal réglable uniquement en fonction de la position longitudinale du centre de gravité dudit aéronef au décollage ;
 - on détermine l'écart existant entre ladite vitesse de rotation VR et ladite
 - 15 vitesse de référence VRref ; et
 - on corrige ladite commande en tangage d'aide au décollage en fonction dudit écart de vitesse.

Ainsi, selon la présente invention, l'angle de braquage de l'empennage horizontal réglable n'est rendu dépendant que d'un seul des paramètres cités ci-dessus, à savoir la position longitudinale du centre de gravité de l'aéronef, encore appelée "centrage", qui se trouve être le plus important. On obtient ainsi une grande simplification du dispositif de réglage du braquage dudit empennage horizontal réglable.

Bien entendu, la valeur dudit angle de braquage ainsi obtenue n'est qu'une valeur simplifiée de compromis qui pourrait avoir pour conséquence que , d'un décollage à l'autre, le comportement de l'aéronef à la rotation serait différent, puisqu'un ou plusieurs des paramètres non pris en compte par cette valeur de compromis varie(nt), ce qui perturberait le pilote et pourrait conduire à un toucher du sol par la queue de l'aéronef.

Cependant, cet inconvénient est évité selon l'invention du fait que la vitesse de rotation VR résulte d'un calcul d'optimisation du décollage de l'aéronef prenant en compte aussi bien les caractéristiques dudit aéronef (masse, poussée, configuration des becs et des volets,...) que les caractéristiques de la piste de décollage (longueur, altitude, état, température,...),
5 de sorte que la correction prévue par la présente invention en fonction de l'écart entre VR et VRref –cette valeur de référence VRref étant la même d'un décollage à un autre– permet d'uniformiser le comportement au décollage de l'aéronef en éliminant ou au moins en réduisant l'influence des
10 variations des paramètres non pris en compte.

Ainsi, la présente invention permet de mettre en œuvre une valeur simplifiée de compromis pour l'angle de braquage dudit empennage horizontal réglable, en évitant les complications entraînées par la prise en compte des nombreux paramètres intervenant dans la valeur théorique de cet angle de braquage et en permettant une uniformisation du comportement de l'aéronef lors de ses décollages successifs.
15

La correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage peut être obtenue par l'action soit dudit empennage horizontal réglable, soit desdites gouvernes de profondeur, ou bien encore pour partie par action dudit empennage horizontal réglable et pour partie par action desdites gouvernes de profondeur.
20

Par ailleurs, ledit écart de vitesse existant entre lesdites valeurs VR et VRref peut être estimé soit par leur rapport, soit par leur différence.

Puisque, de façon générale, pour un effet égal, la commande en tangage d'un aéronef au décollage doit être d'autant plus à piquer que la vitesse de celui-ci est plus grande, il en résulte que, si la vitesse de rotation VR est supérieure à la vitesse de référence VRref, la correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage doit se traduire par une action à piquer et que, inversement, si la vitesse de rotation VR est infé-
25

rieure à ladite vitesse de référence VR_{ref} , la correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage doit entraîner une augmentation de l'action à cabrer, ladite correction étant nulle lorsque la vitesse de rotation VR est égale à la vitesse de référence VR_{ref} .

5 Pour simplifier la mise en œuvre de l'invention et pour n'avoir à exercer des corrections de commande en tangage d'aide au décollage que dans le sens correspondant à une diminution de l'action à cabrer, on choisit, avantageusement, comme vitesse de référence VR_{ref} , la vitesse minimale de la plage de vitesses de rotation dans laquelle doit se trouver ladite
10 vitesse de rotation réelle pour respecter les dispositions réglementaires.

Cette valeur minimale, et donc la vitesse de référence VR_{ref} , peuvent alors être égales au produit $K \times VS1g$, dans lequel K est un coefficient supérieur à 1 et $VS1g$ est la vitesse à laquelle ledit aéronef décroche lorsqu'il est en vol horizontal avec une configuration des bords de bord d'attaque et des volets de bord de fuite semblable à celle utilisée pour le décollage.
15

On notera que l'équation de sustentation à la vitesse de décrochage $VS1g$ s'écrit

$$M \times g = 0,5 \times \rho \times (VS1g)^2 \times C_{zmax} \times S$$

20 expression dans laquelle M est la masse de l'aéronef, g l'accélération de la pesanteur, ρ la densité de l'air, C_{zmax} le coefficient de portance maximal et S la surface de référence. Il résulte de cette équation que la vitesse de décrochage $VS1g$ dépend de la masse de l'aéronef, de l'altitude (par le densité ρ), de la configuration des bords et des volets (par le coefficient
25 C_{zmax}) et de la position longitudinale du centre de gravité de l'aéronef (également par le coefficient C_{zmax}).

Par ailleurs, le coefficient K du produit $K \times VS1g$ dépend du rapport entre la poussée de l'aéronef au décollage et le poids dudit aéronef. Il dépend donc indirectement de l'altitude et de la température (par la poussée)

et de la masse de l'aéronef. La valeur moyenne du coefficient K est de l'ordre de 1,11.

Bien que, comme cela a été mentionné ci-dessus, l'écart existant entre lesdites valeurs VR et VRref puisse être estimé par leur rapport, il est tout particulièrement avantageux qu'il soit estimé par leur différence, du type VR-VRref, c'est à dire VR-KxVS1g en tenant compte de la particularité ci-dessus.

En effet, la différence VR-KxVS1g indique à l'avance si la rotation de l'aéronef va être rapide ou laborieuse (le moment cabreur engendré par l'empennage horizontal réglable et les gouvernes de profondeur dépend du carré de la vitesse au moment de la rotation) et permet donc d'agir en conséquence. Si la vitesse de rotation réelle VR est égale à la vitesse de rotation de référence KxVS1g, alors la différence VR-KxVS1g est nulle et aucune correction de la commande en tangage d'aide au décollage n'est mis en œuvre. En revanche, si la vitesse de rotation réelle VR est supérieure à la vitesse de rotation de référence KxVS1g, la différence VR-KxVS1g est positive et intervient comme un paramètre pour adapter l'aide en tangage au décollage à ladite vitesse de rotation VR.

Ainsi, dans le cas où l'on met en œuvre l'empennage horizontal réglable, ladite valeur prédéterminée de l'angle de braquage de ce dernier est augmentée d'un angle supplémentaire Δi_H , positif ou nul, du type

$$\Delta i_H = K_1 \times (VR - KxVS1g)$$

expression dans laquelle K1 est un coefficient dépendant de la vitesse de référence VRref, de la position longitudinale du centre de gravité et de la configuration des volets de bord de fuite et des becs de bord d'attaque, le coefficient K1 pouvant, par exemple, présenter une valeur moyenne de l'ordre de 0,16 degré d'angle par nœud de vitesse.

De même, si l'on met en œuvre les gouvernes de profondeur, celles-ci sont braquées à cabrer d'un angle supplémentaire δq_2 (positif ou nul) dont la valeur est du type

$$\delta q_2 = K_2 \times (VR - K \times VS_1 g)$$

5 expression dans laquelle K_2 est un coefficient dépendant également de la vitesse de référence VR_{ref} , de la position longitudinale du centre de gravité et de la configuration des volets de bord de fuite et des becs de bord d'attaque.

10 Si, pour l'aéronef considéré, l'empennage horizontal réglable est n fois plus efficace, en ce qui concerne la commande en tangage, que lesdites gouvernes de profondeur, K_2 est choisi n fois plus grand que K_1 .

15 La mise en œuvre du procédé conforme à la présente invention est particulièrement aisée, notamment lorsqu'on utilise les gouvernes de profondeur. En effet, il suffit alors de modifier la caractéristique de l'aéronef donnant le braquage des gouvernes de profondeur en fonction de l'ordre de braquage commandé. Comme on le verra ci-après, de nombreuses modifications de cette caractéristique sont possibles pour mettre en œuvre l'invention.

20 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 montre, en perspective schématique, un aéronef civil gros porteur pourvu d'un empennage horizontal réglable.

25 La figure 2 illustre, en trois phases successives usuelles, le décollage dudit aéronef.

Les figures 3A et 3B montrent un exemple de positionnement usuel de l'empennage horizontal réglable et des gouvernes de profondeur qui y sont attachées, respectivement avant et à partir de la rotation de décollage.

La figure 4 illustre un premier exemple de mise en œuvre du procédé conforme à la présente invention.

La figure 5 illustre un second exemple de mise en œuvre du procédé conforme à la présente invention.

5 La figure 6 montre un exemple de diagramme connu, usuel, illustrant la variation de l'angle de braquage des gouvernes de profondeur d'un avion en fonction de l'ordre de braquage commandé.

10 Les figures 7, 8 et 9 montrent des variantes du diagramme de la figure 6 pour mettre en œuvre le second exemple du procédé de l'invention, illustré par la figure 5.

L'avion gros porteur 1, montré schématiquement par la figure 1, présente un axe longitudinal L-L et comporte un empennage horizontal 2 réglable en inclinaison, comme cela est illustré par la double flèche 3. Au bord arrière dudit empennage horizontal réglable 2, sont articulées des gouvernes de profondeur 4 pouvant tourner par rapport audit empennage 2, comme cela est illustré par les doubles flèches 5.

De plus, sur ses ailes 6, l'avion 1 comporte des volets de bord de fuite 7 et des becs de bord d'attaque 8.

20 Dans la technique connue, lorsque l'avion 1, reposant sur la piste de décollage 9, se prépare au décollage, on détermine, en fonction d'au moins certains des paramètres mentionnés ci-dessus, d'une part, la vitesse VR à laquelle la rotation de décollage devra commencer et qui doit se trouver dans une plage de valeurs de vitesse imposée par des dispositions réglementaires et, d'autre part, un angle de braquage iH pour l'empennage horizontal réglable 2 et on règle l'inclinaison de celui-ci à cette valeur iH (généralement à cabrer) par rapport audit axe longitudinal L-L (voir la figure 3A), de façon que ledit empennage horizontal réglable 2 soit apte, pendant le décollage, à exercer une action en tangage d'aide au décollage appropriée.

Sur la figure 2, on a illustré les trois phases usuelles I, II et III que connaît l'avion 1 lors de son envol.

Dans la phase I, l'avion 1 roule sur la piste de décollage 9 en accélérant pour atteindre la vitesse de rotation prédéterminée VR.

5 Pendant cette phase d'accélération I, les volets de bord de fuite 7 et les becs de bord d'attaque 8 sont déployés de façon usuelle (non représentée), l'empennage horizontal réglable 2 est incliné de l'angle i_H et les gouvernes de profondeur 4 sont, par exemple, dans leur position prolongeant aérodynamiquement ledit empennage horizontal réglable 2. Dans
10 cette configuration usuelle, illustrée par la figure 3A, l'ensemble dudit empennage horizontal réglable 2 et des gouvernes de profondeur 4 engendre une force aérodynamique à cabrer produisant un moment de tangage à cabrer pour l'avion 1.

Toujours de façon usuelle, lorsque l'avion 1 atteint en roulant sur
15 la piste 9 la vitesse de rotation VR (phase II sur la figure 2), le pilote actionne les gouvernes de profondeur 4 pour leur faire prendre une position à cabrer, définie par une valeur δ_q de l'angle de braquage par rapport à l'empennage horizontal réglable 2 (voir la figure 3B). L'ensemble dudit
20 empennage horizontal réglable 2 et des gouvernes 4 engendre alors une force aérodynamique à cabrer et un moment de tangage à cabrer, respectivement supérieurs à ceux engendrés dans la disposition de la figure 3A et aptes à provoquer l'envol de l'avion 1.

Pendant cet envol, l'empennage horizontal réglable 2 est maintenu dans sa position inclinée définie par l'angle i_H avec les gouvernes 4 bra-
25 quées à cabrer de l'angle δ_q (figure 3B).

Après stabilisation de l'avion 1 sur une trajectoire inclinée (phase III sur la figure 2), l'empennage horizontal réglable 2 est ramené parallèlement à l'axe L-L, avec les gouvernes de profondeur 4 en prolongement aérodynamique dudit empennage 2.

Dans le procédé d'aide au décollage conforme à la présente invention, en plus de la prédétermination de la vitesse de rotation VR , on choisit arbitrairement, dans ladite plage de valeurs de vitesse imposée par les dispositions réglementaires régissant l'exploitation des avions de transport civils, une vitesse de référence VR_{ref} et on détermine, pour cette vitesse de référence arbitraire VR_{ref} , la valeur prédéterminée $iH1$ de l'angle de braquage dudit empennage horizontal réglable 2 (voir les figures 4 et 5), uniquement en fonction de la position longitudinale du centre de gravité CG le long de l'axe $L-L$, obtenue par calcul de la distance cg dudit centre de gravité par rapport à une origine O (voir la figure 2). Ensuite, on détermine l'écart existant entre les valeurs VR et VR_{ref} (soit par le rapport VR/VR_{ref} , soit par la différence $VR-VR_{ref}$) et on corrige, avant ou pendant la rotation, l'action en tangage qui serait exercée par l'empennage horizontal réglable 2 braqué de l'angle $iH1$, comme cela est expliqué ci-après, en regard des figures 4 et 5.

Pour simplifier la mise en œuvre de l'invention, celle-ci prévoit, dans un mode de réalisation avantageux, que la vitesse de rotation de référence VR_{ref} est choisie égale à la plus petite vitesse de cette plage de vitesses de rotation imposée par les dispositions réglementaires pour l'avion 1 dans les conditions de décollage. Ainsi, la vitesse de rotation réelle VR commandée par le pilote est forcément égale ou supérieure à la vitesse de rotation de référence VR_{ref} , de sorte que la différence $VR-VR_{ref}$ est nulle ou positive et que le rapport VR/VR_{ref} est égal ou supérieur à 1. Il en résulte que, quelle que soit la valeur de VR (à l'intérieur de ladite plage de vitesses imposée) autre que VR_{ref} , la correction effectuée par la présente invention est toujours dans le sens à piquer. En revanche, si VR est égale à VR_{ref} , la correction apportée par l'invention est nulle.

Dans ces conditions, la vitesse de rotation de référence VR_{ref} peut être choisie égale au produit $KxVS1g$, dans lequel K est un coefficient su-

périeur à 1 et VS_{1g} est la vitesse à laquelle ledit aéronef 1 décroche lorsqu'il est en vol horizontal avec une configuration des becs de bord d'attaque 8 et des volets de bord de fuite 7 semblable à celle utilisée pour le décollage.

5 Ce coefficient K dépend du rapport entre la poussée de l'avion 1 au décollage et le poids dudit avion. Sa valeur moyenne est voisine de 1,11.

La correction de commande en tangage conforme à la présente invention peut être apportée par action sur l'empennage horizontal réglable
10 2 (voir la figure 4), par action sur les gouvernes de profondeur 4 (voir la figure 5) ou par action sur l'empennage horizontal réglable 2 et sur les gouvernes de profondeur 4.

Dans le cas où ladite correction est obtenue par la mise en œuvre de l'empennage horizontal réglable 2, on ajoute un angle de correction Δi_H
15 à l'angle i_{H1} , de préférence avant la phase d'accélération I. Ainsi, pendant cette phase d'accélération I, l'empennage horizontal réglable 2 est incliné de l'angle $i_{H2} = i_{H1} + \Delta i_H$ comme illustré sur la figure 4. Si on utilise la différence $VR - VR_{ref}$, c'est-à-dire dans l'exemple ci-dessus $VR - K \times VS_{1g}$, comme paramètre pour estimer l'écart entre lesdites valeurs VR et VR_{ref} ,
20 l'angle de correction Δi_H est avantageusement du type

$$\Delta i_H = K_1 \times (VR - K \times VS_{1g})$$

expression dans laquelle K_1 est un coefficient dépendant de la vitesse de référence VR_{ref} , de la position longitudinale cg du centre de gravité CG et de la configuration des volets de bord de fuite 7 et des becs de bord d'at-
25 taque 8. Sa valeur moyenne est de l'ordre de $0,16^\circ/kt$.

Ensuite, lorsqu'à la fin de la phase d'accélération I, l'avion 1 atteint la vitesse de rotation VR , le pilote braque les gouvernes de profondeur 4 d'un angle δq_1 (voir la figure 4) pour amorcer la rotation de la phase II.

Si, en variante, ladite correction conforme à la présente invention est obtenue par la mise en œuvre des gouvernes de profondeur 4, on ajoute un angle de correction δq_2 à l'angle δq_1 dès le début de la rotation pour tenir compte du fait que VR est supérieure à VRref (voir la figure 5).
5 En prenant en considération les particularités mentionnées ci-dessus, l'angle de correction δq_2 est avantageusement du type

$$\delta q_2 = K_2 (VR - K_x V S_1 g)$$

expression dans laquelle K2 est un coefficient dépendant de la vitesse de référence VRref, de la position longitudinale cg du centre de gravité CG et
10 de la configuration des volets de bord de fuite 7 et des becs de bord d'attaque 8. Si ledit empennage horizontal réglable 2 est n fois plus efficace, en ce qui concerne la commande en tangage, que lesdites gouvernes de profondeur 4, K2 est égal à n fois K1.

De ce qui précède, on comprendra aisément que la correction en
15 tangage conforme à la présente invention peut être mise en œuvre par combinaison des actions de l'empennage horizontal réglable 2 et des gouvernes de profondeur 4.

La variante du procédé conforme à la présente invention utilisant
20 les gouvernes de profondeur 4 est particulièrement aisée à mettre en œuvre sur l'avion 1.

On sait en effet que, comme cela est illustré sur la figure 6, la caractéristique de l'avion 1 donnant, dans un système d'axes rectangulaires, l'angle de braquage δq des gouvernes de profondeur 4 en fonction de l'ordre de braquage δm au manche comporte une partie à piquer P, généralement
25 linéaire, et une partie à cabrer C, généralement linéaire également, lesdites parties à piquer et à cabrer P et C étant raccordées l'une à l'autre en un point neutre N. Ainsi, pour une variation de l'ordre de braquage δm à piquer entre 0 et une valeur maximale $+\delta m_{max}$ (et inversement entre $+\delta m_{max}$ et 0), le braquage à piquer des gouvernes 4 varie entre 0 et une

valeur maximale $+\delta q_{\max}$ (et inversement entre $+\delta q_{\max}$ et 0). De même, pour une variation de l'ordre de braquage δm à cabrer entre 0 et une valeur maximale $-\delta m_{\max}$ (et inversement entre $-\delta m_{\max}$ et 0), le braquage à cabrer des gouvernes 4 varie entre 0 et une valeur maximale $-\delta q_{\max}$ (et inversement entre $-\delta q_{\max}$ et 0).

Dans l'exemple de mise en œuvre de l'invention illustrée par la figure 7, on a modifié la caractéristique C, P connue, montrée par la figure 6, en y ajoutant l'angle de correction δq_2 (figure 5) aussi bien sur la partie à piquer P que sur la partie à cabrer C. On obtient ainsi une caractéristique modifiée C1, P1, propre à la présente invention et résultant d'une translation d'amplitude δq_2 en direction de $+\delta q_{\max}$, parallèlement à l'axe δq . Le point neutre N subit également une telle translation, de sorte que le point N1 résultant n'est plus neutre puisque pour l'abscisse $\delta m = 0$, son ordonnée est égale à δq_2 .

Dans le deuxième exemple de mise en œuvre illustré par la figure 8, on introduit le point de la partie à cabrer C, défini par les coordonnées $-\delta m_3$ et $-\delta q_3$ et correspondant à l'angle de braquage δq_1 utilisé pour la rotation (voir figure 3B). Par exemple, $-\delta m_3$ et $-\delta q_3$ sont respectivement égaux aux deux tiers de $-\delta m_{\max}$ et $-\delta q_{\max}$. Dans cet exemple, la partie à cabrer modifiée comporte, entre $-\delta m_3$ et 0, une première portion C21 ayant subi, comme la partie à cabrer C1 de la figure 7, une translation d'amplitude δq_2 en direction de $+\delta q_{\max}$, parallèlement à l'axe δq , et une seconde portion C22, inclinée, joignant le point $-\delta m_3, -\delta q_3 + \delta q_2$ au point $-\delta m_{\max}, -\delta q_{\max}$. Dans ce deuxième exemple, le point neutre N est déplacé en N2 (semblable à N1) et la partie à piquer P2 de la caractéristique modifiée est inclinée et joint le point N2 au point $+\delta m_{\max}, +\delta q_{\max}$.

La caractéristique modifiée du troisième exemple de la figure 9 comporte une partie à piquer P3 identique à la partie P de la caractéristique C, P de la figure 6, une première portion C31 de partie à piquer joi-

gnant le point $-\delta m_3$, $-\delta q_3 + \delta q_2$ au point neutre N et une seconde portion C32 de partie à piquer identique à la portion C22 de la figure 8.

Bien entendu, les trois exemples de caractéristiques modifiées C1, P1 – C21, C22, P2 – C31, C32, P3 donnés par les figures 7, 8 et 9 ne sont pas limitatifs, de nombreuses autres modifications de la caractéristique C, P étant envisageables.

Dans le cas usuel où l'avion 1 comporte un calculateur (non représenté) dans lequel est stockée une loi de décollage, il est avantageux que le procédé conforme à la présente invention soit intégré à ladite loi.

REVENDEICATIONS

1. Procédé d'aide au décollage d'un aéronef (1) comportant des volets de bord de fuite (7) et des becs de bord d'attaque (8), ainsi qu'un empennage horizontal réglable (2) auquel sont articulées des gouvernes de profondeur (4), procédé selon lequel :

- 5 – on prédétermine une valeur VR de vitesse de l'aéronef, dite vitesse de rotation, à laquelle doit commencer la rotation de décollage, ladite valeur VR devant se trouver dans une plage de valeurs de vitesse imposée par des dispositions réglementaires ; et
- 10 – on applique audit aéronef (1) une commande en tangage d'aide au décollage braquant ledit empennage horizontal réglable (2) d'un angle dont la valeur est prédéterminée,

caractérisé en ce que :

- 15 – dans ladite plage de valeurs de vitesse, on choisit arbitrairement une vitesse de référence VRref et on détermine, pour cette vitesse de référence VRref, la valeur (iH1) de l'angle de braquage dudit empennage horizontal réglable uniquement en fonction de la position longitudinale (cg) du centre de gravité (CG) dudit aéronef au décollage ;
- 20 – on détermine l'écart existant entre ladite vitesse de rotation VR et ladite vitesse de référence VRref ; et
- on corrige ladite commande en tangage d'aide au décollage en fonction dudit écart de vitesse.

2. Procédé selon la revendication 1,

25 caractérisé en ce que la correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage est obtenue par l'intermédiaire dudit empennage horizontal réglable (2).

3. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce que la correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage est obtenue par l'intermédiaire desdites gouvernes de profondeur (4).

5 4. Procédé selon les revendications 2 et 3, caractérisé en ce que la correction de ladite commande en tangage d'aide au décollage est obtenue, pour partie, par l'intermédiaire dudit empennage horizontal réglable (2) et, pour partie, par l'intermédiaire desdites gouvernes de profondeur (4).

10 5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que ledit écart de vitesse existant entre lesdites valeurs VR et VRref est estimé par le rapport entre celles-ci.

15 6. Procédé selon l'une des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que ledit écart de vitesse existant entre lesdites valeurs VR et VRref est estimé par la différence entre celles-ci.

7. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, caractérisé en ce que ladite vitesse de référence VRref est choisie égale à la valeur de vitesse minimale de ladite plage.

20 8. Procédé selon la revendication 7, caractérisé en ce que ladite vitesse de référence VRref est égale au produit $K \times VS1g$, dans lequel K est un coefficient supérieur à 1 et VS1g est la vitesse à laquelle ledit aéronef (1) décroche lorsqu'il est en vol horizontal avec une configuration des bords de bord d'attaque (8) et des volets de bord de fuite (7) semblable à celle utilisée pour le décollage.

25 9. Procédé selon la revendication 8, caractérisé en ce que le coefficient K dépend du rapport entre la poussée de l'aéronef (1) au décollage et le poids dudit aéronef.

10. Procédé selon la revendication 9,
caractérisé en ce que le coefficient K présente une valeur moyenne voisine de 1,11.

11. Procédé selon les revendications 2, 6 et 8,
5 caractérisé en ce que la valeur prédéterminée ($iH1$) de l'angle de braquage dudit empennage horizontal réglable (2) est augmentée d'une valeur supplémentaire ΔiH , du type

$$\Delta iH = K1 \times (VR - KxVS1g)$$

10 expression dans laquelle K1 est un coefficient dépendant de la vitesse de référence VR_{ref} , de la position longitudinale (cg) du centre de gravité (CG) et de la configuration des volets de bord de fuite (7) et des becs de bord d'attaque (8).

12. Procédé selon la revendication 11,
caractérisé en ce que la valeur moyenne de K1 est de l'ordre de $0,16^\circ/kt$.

13. Procédé selon les revendications 3, 6 et 8,
15 caractérisé en ce que lesdites gouvernes de profondeur (4) sont braquées à cabrer d'un angle supplémentaire $\delta q2$ dont la valeur est du type

$$\delta q2 = K2 \times (VR - KxVS1g)$$

20 expression dans laquelle K2 est un coefficient dépendant de la vitesse de référence VR_{ref} , de la position longitudinale (cg) du centre de gravité (CG) et de la configuration des volets de bord de fuite (7) et des becs de bord d'attaque (8).

14. Procédé selon les revendications 11 et 13, appliqué à un aéro-
nef (1) dans lequel ledit empennage horizontal réglable (2) est n fois plus
25 efficace, en ce qui concerne la commande en tangage, que lesdites gouvernes de profondeur (4),
caractérisé en ce que $K2 = nxK1$.

15. Procédé selon la revendication 13, dans lequel la caractéristique (C, P) attachée à l'avion (1) et donnant le braquage (δq) des gouver-

nes de profondeur (4) en fonction de l'ordre de braquage (δm) desdites gouvernes de profondeur (4) comporte une partie à piquer (P) et une partie à cabrer (C) raccordées l'une à l'autre en un point neutre (N), caractérisé en ce qu'on modifie ladite caractéristique (C, P) en y ajoutant
5 ledit angle supplémentaire δq_2 .

16. Procédé selon la revendication 15, caractérisé en ce que ledit angle supplémentaire δq_2 est additionné en au moins un point de ladite partie à cabrer (C).

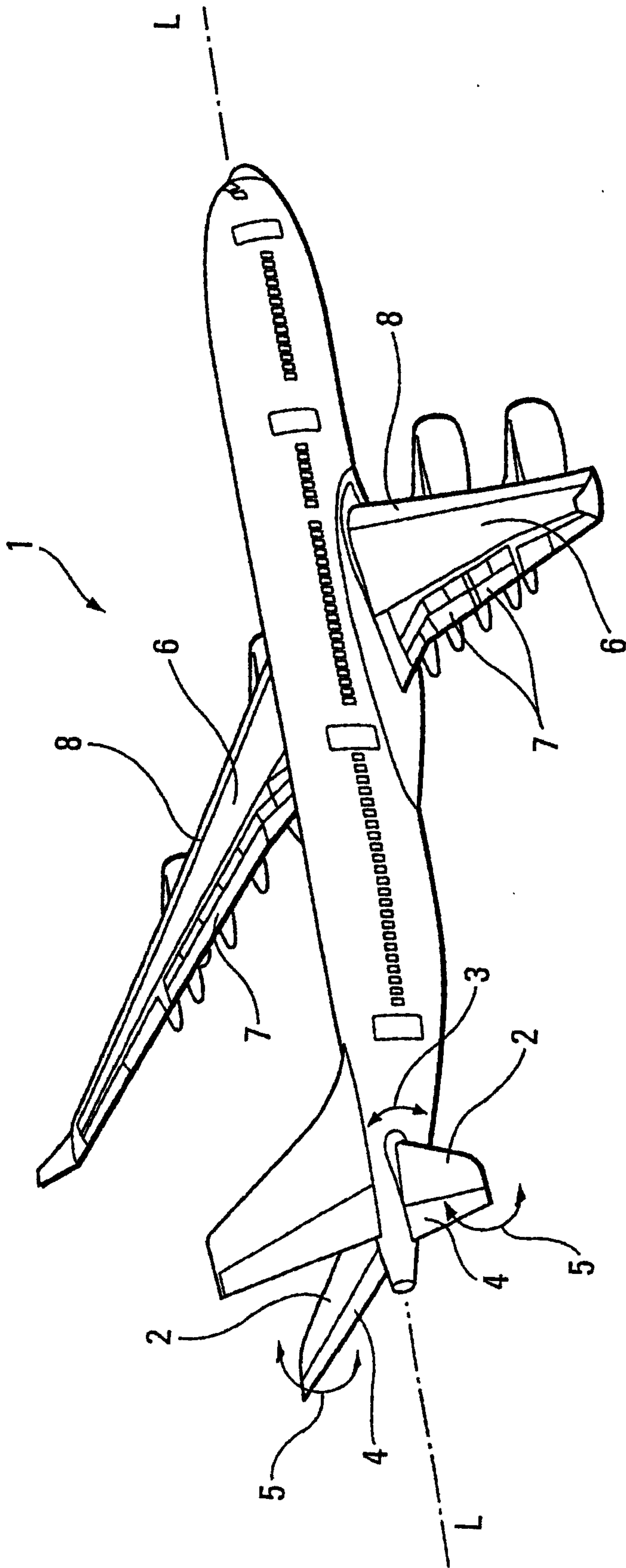


Fig. 1

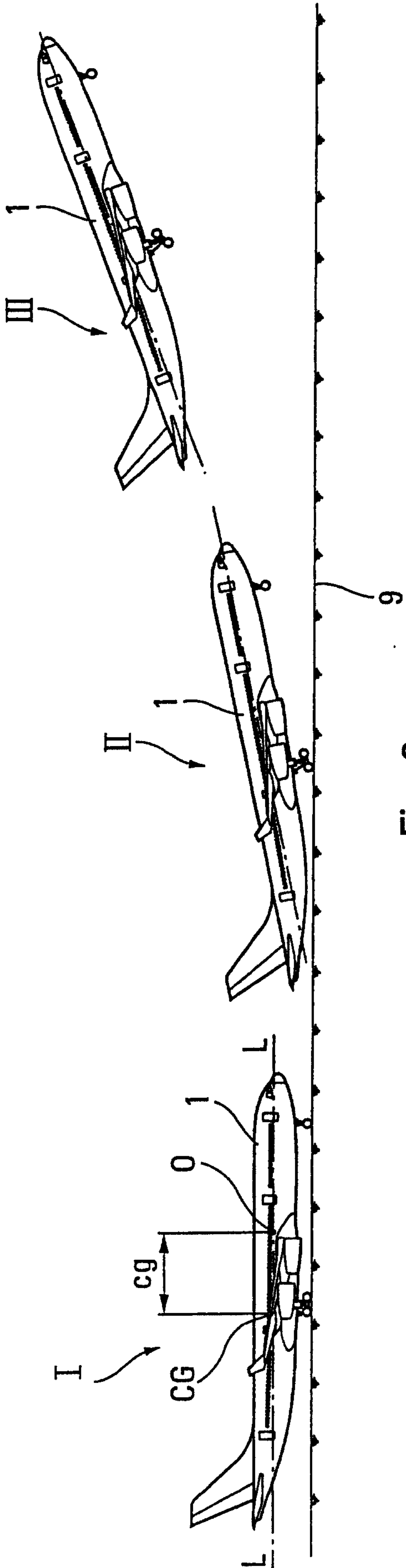


Fig. 2

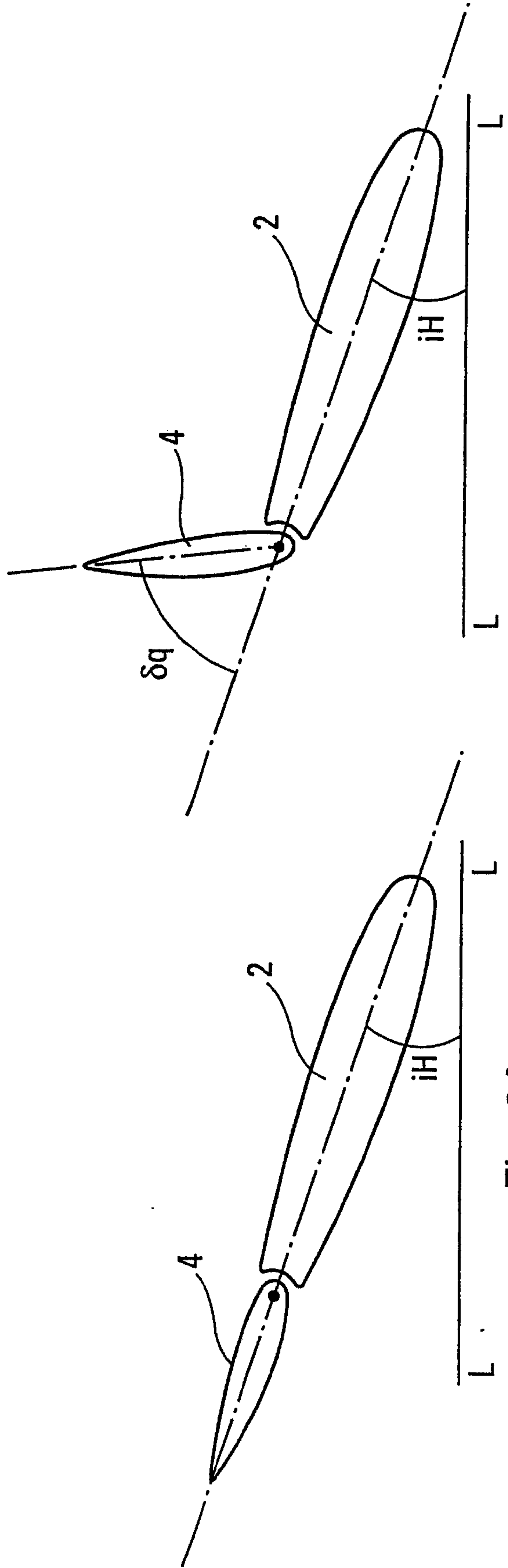


Fig. 3A

Fig. 3B

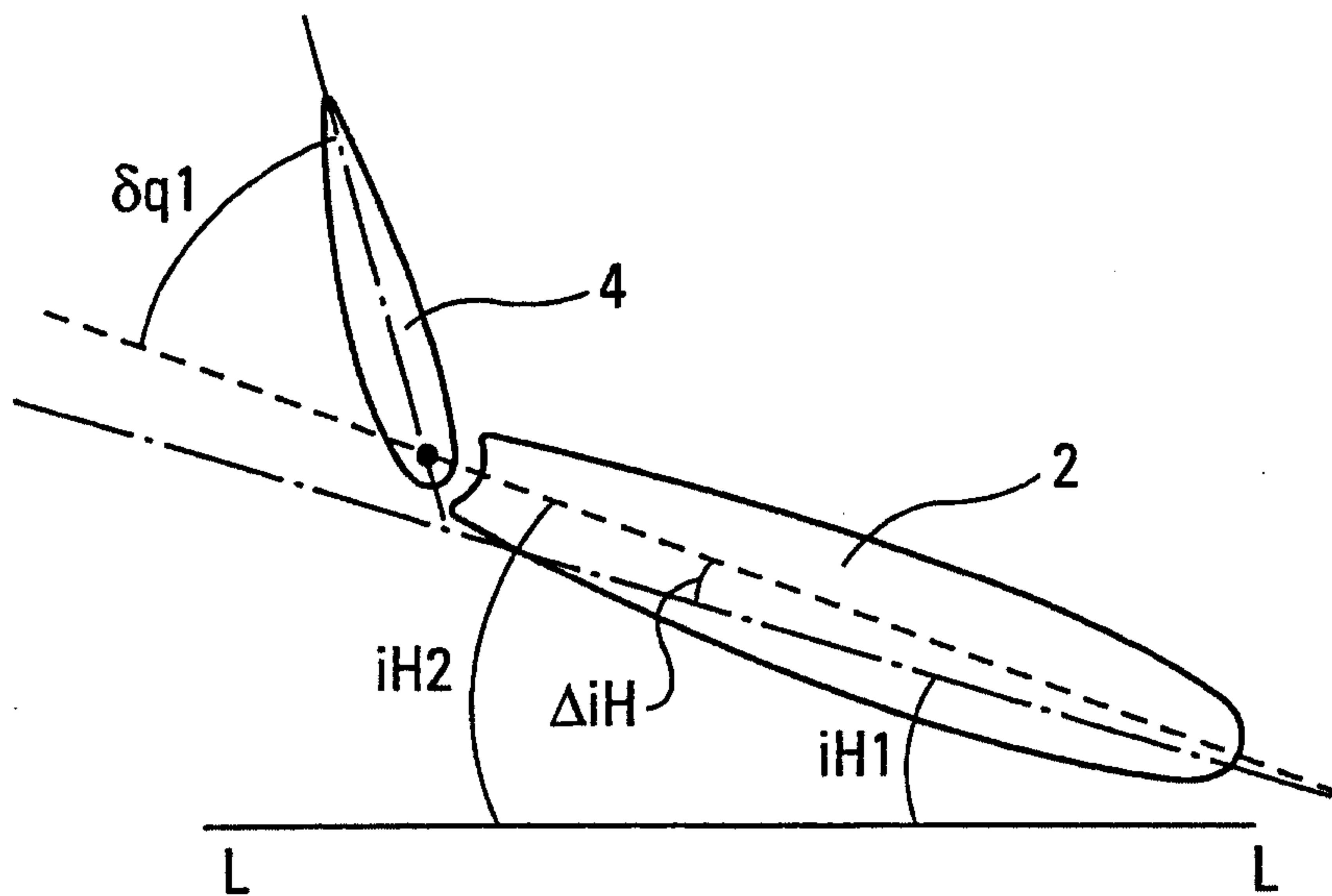


Fig. 4

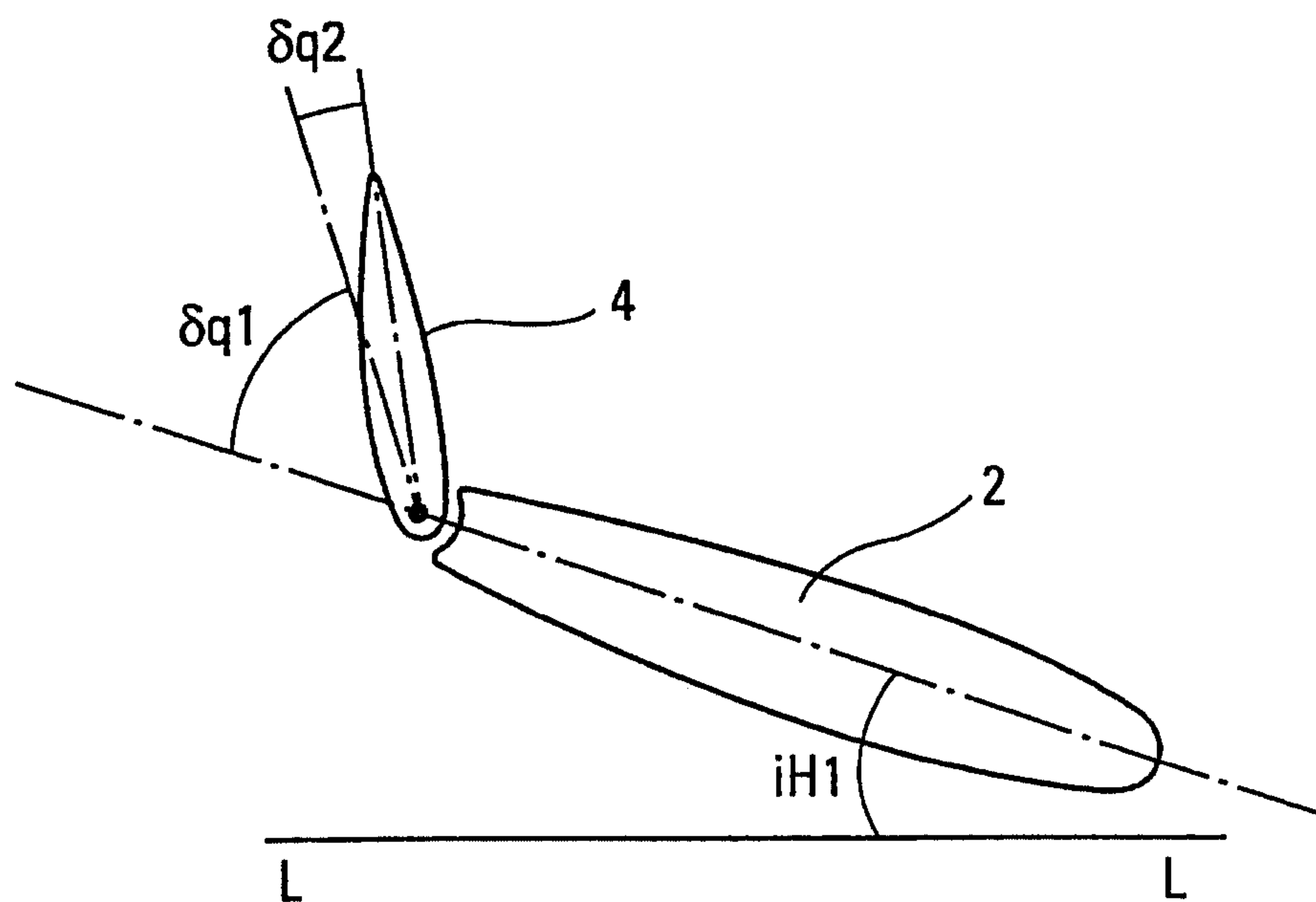


Fig. 5

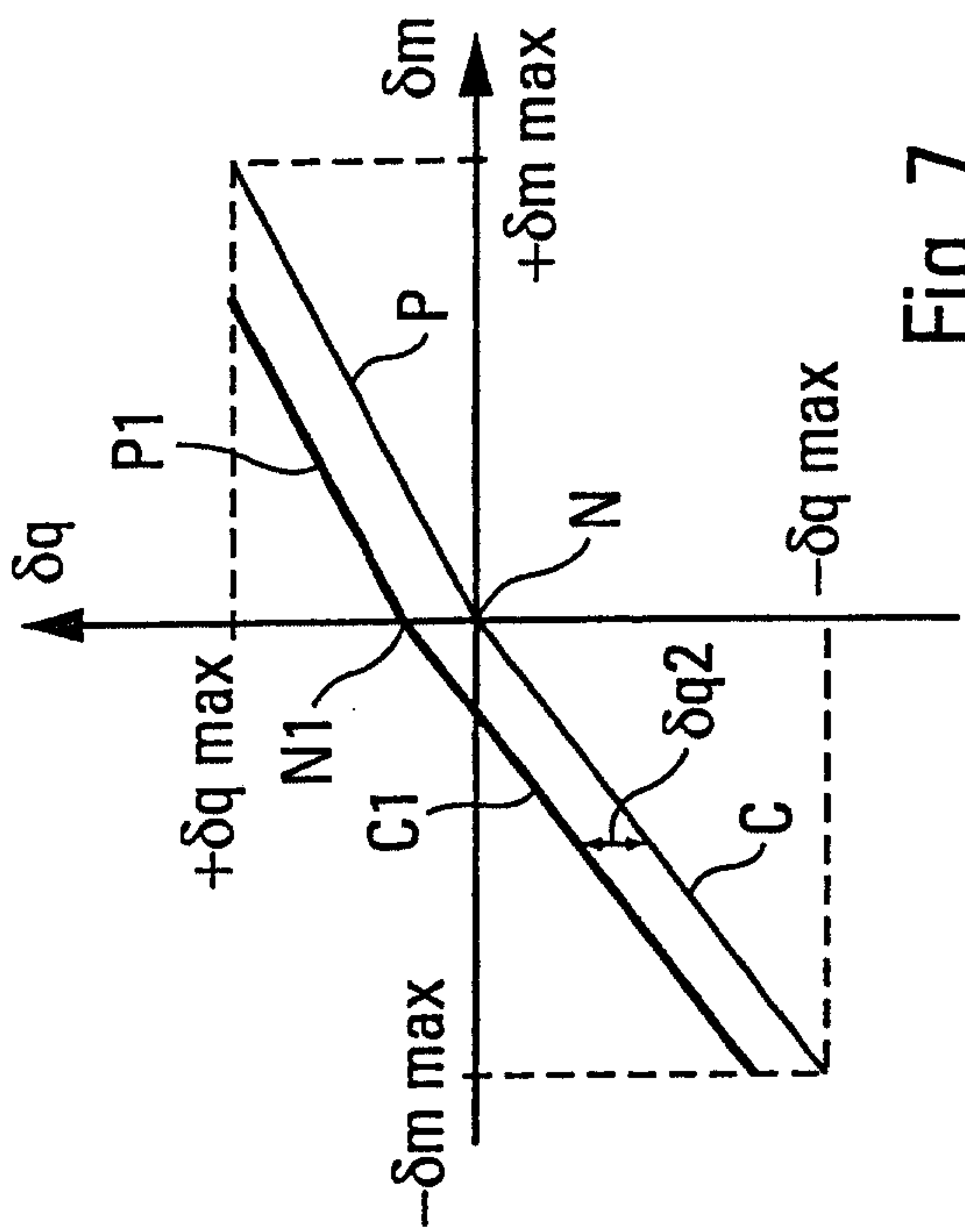


Fig. 6

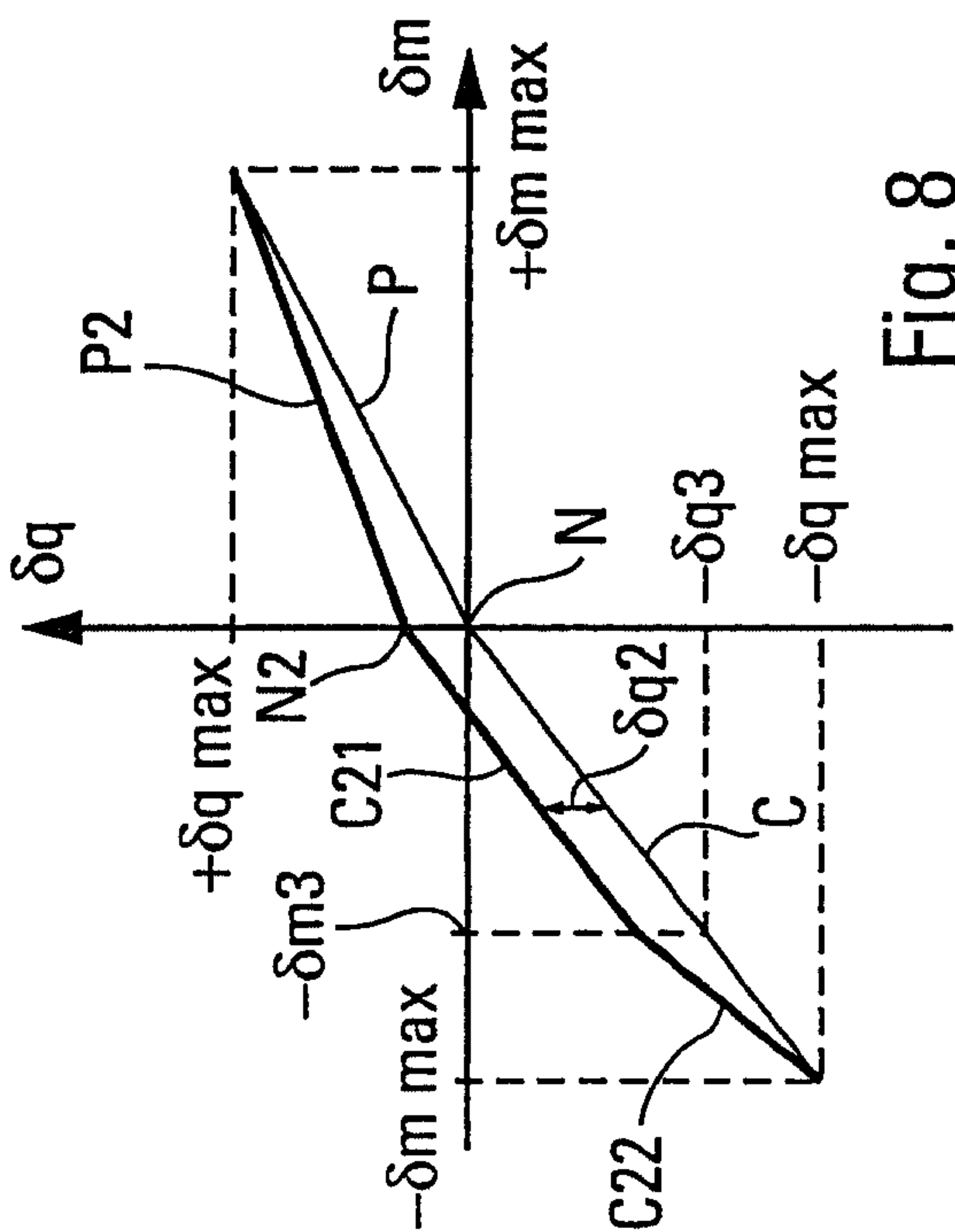


Fig. 7

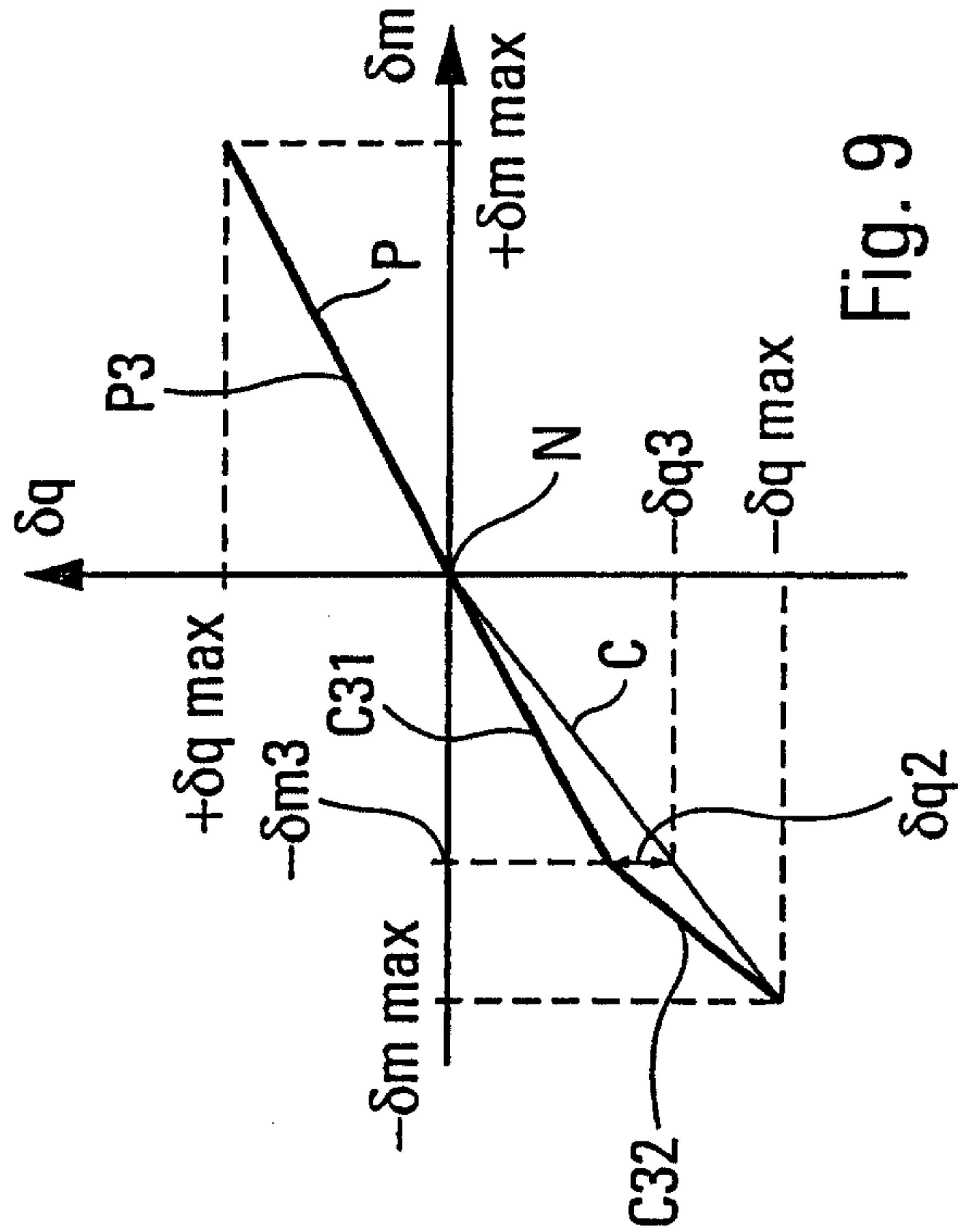


Fig. 8

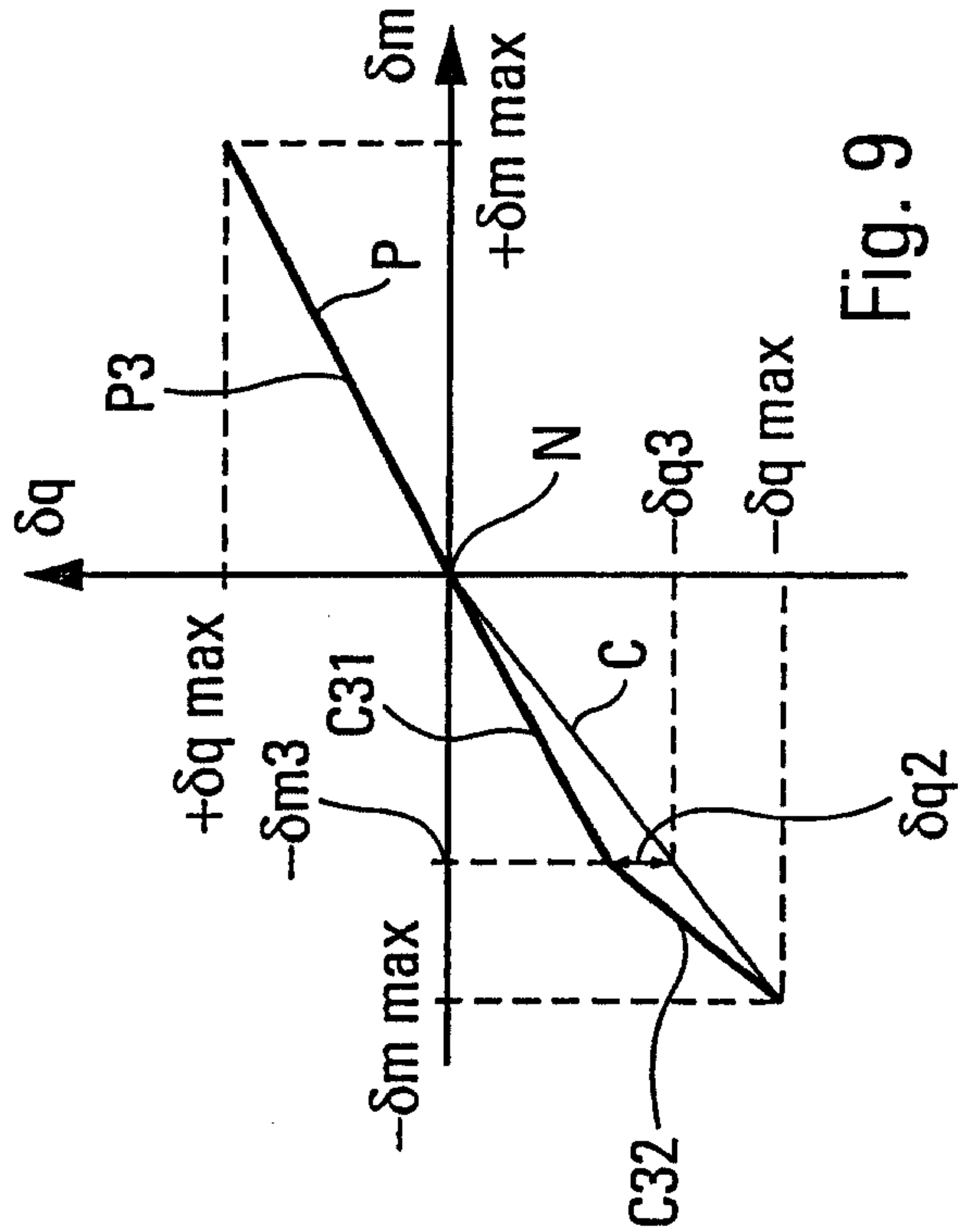


Fig. 9

