



[12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 97111047.6

[43]公开日 1998年1月7日

[11] 公开号 CN 1169552A

[22]申请日 97.5.20

[30]优先权

[32]96.5.20 [33]US[31]650,413

[71]申请人 波音公司

地址 美国西雅图

[72]发明人 布赖恩·N·尼尔德 罗斯·A·兰迪斯
蒙蒂·R·埃文斯

[74]专利代理机构 柳沈知识产权律师事务所

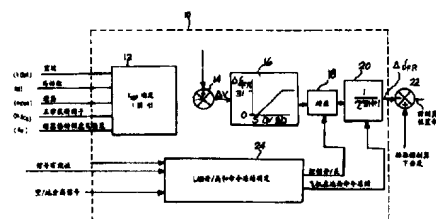
代理人 马 莹

权利要求书 4 页 说明书 13 页 附图页数 10 页

[54]发明名称 飞机着陆姿态调节装置

[57]摘要

一种在进场着陆和接地过程中调整飞机着陆俯仰角的方法。从一个预设飞行状态参数的当前值中减去该预设飞行状态参数的参考值，得到一个差值。根据该差值，一个程序确定产生升力的一个活动翼面的相应偏转值。该活动翼面根据偏转值自动偏转。作为本发明的替代的实施例，预设的飞行状态参数包括进场着陆空速、姿态角和迎角。



权 利 要 求 书

1. 在着陆过程中调整飞机俯仰角的方法, 包括:

生成预设飞行状态参数的参考值;

5 产生所述预设飞行状态参数的当前值;

将所述预设飞行状态参数的所述参考值与所述当前值相减得到一个差值;

排定至少一个能产生升力的活动翼面的偏转值作为所述差值的函数;

根据所述差值确定所述至少一个活动翼面的偏转值;

10 按照等于所述偏转值的量来调整所述至少一个活动翼面的位置。

2. 如权利要求 1 所述的方法, 其中所述至少一个活动翼面为襟副翼。

3. 如权利要求 1 所述的方法, 其中所述预定飞行状态参数为进场着陆空速, 所述参考值为参考进场着陆空速 V_{ref} , 所述当前值为当前进场着陆空速 V_{cur} , 所述差值为空速差 ΔV 。

15 4. 如权利要求 3 所述的方法, 其中所述至少一个活动翼面为襟副翼。

5. 如权利要求 4 所述的方法, 其中偏转值为襟副翼下度变化量 $\Delta \delta_{\text{FR}}$, 所述排定步骤进一步包括:

当所述空速差 ΔV 小于 5 时, 提供所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{\text{FR}}$ 的值为 0;

20 当所述空速差 ΔV 位于 5 和 20 之间时, 根据下式提供所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{\text{FR}}$ 的值:

$$\Delta \delta_{\text{FR}} = \frac{31}{15} (\Delta V - 5)$$

25 当所述空速差 ΔV 大于 20 时, 提供所述襟副翼下垂度变化量的值为 31。

6. 如权利要求 5 所述的方法, 其中生成参考值的过程中包括按照下式来确定参考进场着陆空速 V_{ref} :

30

$$V_{\text{ref}} = \frac{1}{\sqrt{n_{ZCG}}} V_{\text{cur}} \sqrt{\frac{C_{L_{\text{cur}}}}{C_{L_{\text{ref}}}}}$$

其中

V_{ref} = 参考进场着陆空速

5 n_{ZCG} = 重心处的正常载荷因子

V_{cur} = 当前进场着陆空速

$C_{L_{\text{cur}}}$ = 当前升力系数

$C_{L_{\text{ref}}}$ = 参考升力系数

7. 如权利要求 6 所述的方法, 包括限制重心处的正常载荷因子 n_{ZCG} 以
10 不致降低飞机的绝对机动能力。

8. 如权利要求 5 所述的方法, 其中生成参考值的过程包括按下式来确定
 V_{ref} :

$$V_{\text{ref}} = V_{\text{cur}} \sqrt{\frac{C_{L_{\text{cur}}}}{C_{L_{\text{ref}}}}}$$

15

其中:

V_{ref} = 参考进场着陆空速

V_{cur} = 当前进场着陆空速

$C_{L_{\text{cur}}}$ = 当前升力系数

20 $C_{L_{\text{ref}}}$ = 参考升力系数

9. 如权利要求 5 所述的方法, 其中所述生成参考值的过程包括从一个依
据飞机的总重和襟翼偏转程度或位置的数值表中确定参考进场着陆空速
 V_{ref} 。

10. 如权利要求 5 所述的方法, 包括低通滤波所述襟副翼下垂度变化量
25 $\Delta \delta_{FR}$ 以在保持对风的切变的反应的同时, 衰减由湍流引起的高频成分, 防
止对飞机的短周期动力学特性产生重大影响。

11. 如权利要求 5 所述的方法, 包括当飞机接地时固定所述的襟副翼下
垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 。

12. 如权利要求 3 所述的方法, 其中所述生成参考值的过程包括按下式
30 来确定 V_{ref} :

$$V_{\text{ref}} = \frac{1}{\sqrt{n_{ZCG}}} V_{\text{cur}} \sqrt{\frac{C_{L_{\text{cur}}}}{C_{L_{\text{ref}}}}}$$

其中:

5 V_{ref} = 参考进场着陆空速

n_{ZCG} = 重心处的正常载荷因子

V_{cur} = 当前进场着陆空速

$C_{L_{\text{cur}}}$ = 当前升力系数

$C_{L_{\text{ref}}}$ = 参考升力系数

10 13. 如权利要求 12 所述的方法, 包括限制重心处的所述正常载荷因子 n_{ZCG} 以不致于降低飞机的绝对机动能力。

14. 如权利要求 3 所声明的方法, 其中的所述生成步骤包括按以下方程来确定 V_{ref} :

15
$$V_{\text{ref}} = V_{\text{cur}} \sqrt{\frac{C_{L_{\text{cur}}}}{C_{L_{\text{ref}}}}}$$

其中:

V_{ref} = 参考进场着陆空速

V_{cur} = 当前进场着陆空速

20 $C_{L_{\text{cur}}}$ = 当前升力系数

$C_{L_{\text{ref}}}$ = 参考升力系数

15. 如权利要求 3 所述的方法, 其中的所述生成步骤包括从一个依据于飞机的总重和襟翼偏转程度或位置的数值表中确定所述的参考进场着陆空速 V_{ref} 。

25 16. 如权利要求 1 所述的方法, 其中的所述预设飞行状态参数为进场着陆姿态角, 所述参考值为参考进场着陆姿态角 θ_{ref} , 所述当前值为当前进场着陆姿态角 θ_{cur} , 所述差值为姿态角差 $\Delta \theta$ 。

17. 如权利要求 16 所述的方法, 其中的所述至少一个活动翼面为襟副翼。

30 18. 如权利要求 17 所述的方法, 其中的所述偏转值为襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 。



19. 如权利要求 18 所述的方法, 其中的所述偏转值为襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$, 所述预定步骤进一步包括:

当所述姿态角差 $\Delta \theta$ 大于 -1 时, 提供所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 0 ;

5 当所述姿态角差 $\Delta \theta$ 位于 -3 和 -1 之间时, 按下式提供襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值:

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{-31}{2}(\Delta \theta + 1)$$

10 当所述姿态角差 $\Delta \theta$ 小于 -3 时, 得到所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 31 。

20. 如权利要求 1 所述的方法, 其中的所述预设飞行状态参数为进场着陆迎角, 所述参考值为参考进场着陆迎角 α_{ref} , 所述当前值为当前进场着陆迎角 α_{cur} , 所述差值为迎角差 $\Delta \alpha$ 。

15 21. 如权利要求 20 所述的方法, 其中的所述至少一个活动翼面为襟副翼。

22. 如权利要求 21 所述的方法, 其中的所述偏转值为襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 。

20 23. 如权利要求 22 所述的方法, 其中的所述偏转值为襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$, 而且所述的预定步骤还进一步包括子步骤:

当所述迎角差 $\Delta \alpha$ 小于 -3 时, 提供所述的襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 31 ;

当所述迎角差 $\Delta \alpha$ 位于 -3 和 -1 之间时, 按下式提供所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值:

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{-31}{2}(\Delta \alpha + 1)$$

当所述迎角差 $\Delta \alpha$ 大于 -1 时, 提供所述襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 0 。

30

说明书

飞机着陆姿态调节装置

- 5 本发明与飞机控制系统有关，具体而言，与飞机的活动翼面和/或高升力翼面(high lift surfaces)的控制系统有关。

飞机的俯仰角定义为飞机的纵轴与水平线之间的夹角。俯仰角是一个重要的飞机参数，在着陆进场和接地过程中必须加以考虑。飞机着陆过程中的俯仰角随许多因素而变化。例如，诸如阵风等大气扰动现象都将影响俯仰角，
10 需要加以调整。根据大气扰动调整俯仰角可以保证在着陆过程中保持需要的航迹倾角。

在着陆过程中，飞机的俯仰角范围在一定程度上受到飞机形状的限制。在着陆拉平和接地过程中，随着机头抬高以增大俯仰角，飞机的尾部逐渐与地面接近。机体的尾部与地面的间隔被称作后机身触地余量。为减少尾部接
15 触地面的机会至最小，要求俯仰角不能超过一个最大值，通常称为最大后机身临界飞行状态。该最大后机身临界飞行状态确定一个预定的最大俯仰角，其能够在着陆时在机身尾部和地面之间提供所要求的空隙。所要求的空隙被称作后机身触地余量要求。该指标单位为度，定义为跑道与通过飞机主起落架和飞机尾部最低区域的连线之间的夹角。见图1。

20 除了最大值外，在着陆过程中，还要求俯仰角不能超过一个最小值。在进场时，飞机的主起落架和前起落架都被放下。因为前起落架不能承受飞机接地时的冲击，所以飞机着陆时让主起落架首先接触地面非常关键。当主起落架接触地面时，前起落架和地面之间的间隔被称作前起落架触地余量。为避免前起落架首先着地，规定一个最小俯仰角，通常称之为最大前起落架临
25 界飞行状态。以等于或大于最大前起落架临界飞行状态的最小值的俯仰角着陆可以保证主起落架比前起落架提前一个预定值接地。这个预定值被称作前起落架触地余量要求。该需求值单位为度，定义为跑道和通过飞机主起落架和前起落架的连线之间的夹角。见图2。

如上所述，飞机在着陆过程中的俯仰角随着大气条件和其它参数的变化
30 而变化。有时，在进场和接地过程中，需将俯仰角增加到一个大的值，使飞机的尾部低到非常危险地靠近地面的程度。在有些情形下，可能会违反后机

身触地余量要求，导致机身尾部接触地面，从而对飞机造成损害。

为了减少在着陆过程中的后机身触地效应或者说可能性，提供了各种各样的建议。一种减少后机身触地效应的此类建议包括增加一个后机身尾橇，以吸收尾部与地面的轻微接触，从而几乎不或不会对飞机结构造成损害。

- 5 后机身尾橇的增加存在许多缺点。首先，由在飞机结构上增加的后机身尾橇会减少飞机与地面之间的几何结构空隙。其次，增加后机身尾橇必须对飞机结构进行调整。第三，后机身尾橇增加了重量，因而会减少飞机的有效载重量。第四，如果发生后机身尾橇触地，除了检查飞机本身的完整性外，还必须检查后机身尾橇的完整性。这种检查在经济上是不合算的。更进一步，
10 结构空隙的减少反过来又将增加飞机接触地面的可能性，从而导致所述缺点。

- 在进场和着陆过程中后机身触地的可能性要求对各种飞行参数进行重新调整以减少后机身触地的危险。这些调整措施包括增大进场着陆速度，增加在着陆襟翼所在位置处(landing flap detents)后缘襟翼的偏转度，并加大横向
15 操纵翼面的对称下垂度(lateral control surface symmetric droop)。在机翼上增加旋涡发生器用来解决这一问题。所有这些措施都能成功减少飞机的着陆俯仰角，从而提供较大的后机身触地余量。然而，与此同时，这些措施将会减少前起落架的触地余量。因而，当后机身触地的可能性得以减少时，前起落架首先触地的可能性会相应地增大。

- 20 与后机身触地问题类似，可以通过调整各种飞行参数来避免前起落架首先触地。降低进场着陆速度，减小在着陆襟翼所在位置处后缘襟翼的偏转度以及减少横向操纵翼面的对称下垂等措施都会增大飞机着陆时的俯仰角。俯仰角的增大会带来更大的前起落架触地余量。这几种方法的缺点是俯仰角的增大会相应地减少后机身触地余量。后机身触地余量的减少进而会增大后机
25 身触地的可能性。

- 为克服所述的缺点，提出了俯仰角限制技术。从效果来看，俯仰角限制技术可以将俯仰角自动限制在一个预定的范围内。尽管对俯仰角的限制可以用于减少前起落架首先触地和后机身触地的可能性，但是它过分限制了飞行员对飞机的操纵。限制飞行员对飞机的操纵是不合乎要求的，因为它违背了
30 一些飞机设计的基本原则，这些原则要求飞行员对飞机具有绝对的操纵权。

还有人提出了其它的既降低前起落架首先触地的可能性又不增大后机

身触地可能性的方案。一种通常被称作用于航迹控制的直接升力控制的方案提出了一种将飞行轨迹控制与俯仰角控制相分离的闭环控制规则。飞行轨迹控制与俯仰角控制的分离允许改变航迹倾角的同时几乎不或不改变俯仰角。飞行轨迹通过调节机翼操纵翼面和襟翼来控制，而不是通过调整俯仰角来控制。

尽管直接升力控制方案有一些优点，它也存在许多实质性缺点。因为直接升力控制技术将飞行轨迹控制与俯仰角控制分离，这与现实中所有常规的大型商用运输机的飞行控制系统大不相同，直接升力控制将会导致商用飞机飞行员不熟悉飞机的操纵特性。这一方案将可能要求商用飞机飞行员另外参加培训以掌握装有直接升力控制机构的飞机的不同操纵特性。除了不同于常规的机动特性外，直接升力控制方案还会带来后勤方面的困难。实施直接升力控制方案必须进行复杂的系统变动以确保飞行员和飞机控制系统之间的相互作用是可以接受的。而且，直接升力控制机构中经常采用的扰流器会导致无法接受的飞机抖振，从而过分牺牲乘客的舒适度。

本发明的目的在于提供一种能够改善前起落架触地余量和/或后机身触地余量同时又没有所述方法的所述以及其他缺点的方法。

根据本发明，提出了一种调节进场着陆和接地过程中飞机的俯仰角的方法。从一个预定飞行状态参数的当前值中减去一个预设飞行状态参数的参考值，得到一个差值。根据这个差值，按一定程序(schedule)确定能产生升力的活动翼面的相应偏转值。飞机的活动翼面自动偏转到等于此偏转值的量。

根据本发明的其它方面，飞机的活动翼面为襟副翼。

根据本发明的再一些方面，预定的飞行状态参数为进场空速，参考值为参考进场空速 V_{ref} ，当前值为当前进场空速 V_{cur} 。参考进场空速 V_{ref} 与当前进场空速 V_{cur} 之间的差值为空速差 ΔV 。

根据本发明的再一些另外的方面，按照等于襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 来对称调整襟副翼。襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 按照预定程序进行选择，其中，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 是空速差 ΔV 的函数。当空速差 ΔV 的值位于 5 和 20 之间时，预定程序按照下式提供襟副翼下垂度变化量的值：

31

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{(\Delta V - 5)}{15}$$

15

当空速差 ΔV 小于 5 时, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 等于 0。当空速差 ΔV 大于 20 时, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 等于 31。

根据本发明又一另外的方面, 参考进场空速 V_{ref} 用下式确定:

$$V_{ref} = \frac{1}{\sqrt{n_{ZCG}}} V_{cur} \sqrt{\frac{C_{L_{cur}}}{C_{L_{ref}}}}$$

其中:

n_{ZCG} = 重心处的正常载荷因子

$C_{L_{ref}}$ = 参考升力系数

10 $C_{L_{cur}}$ = 当前升力系数

根据本发明的另一些方面, 重心处正常载荷因数 n_{ZCG} 的值限于提供机动补偿。

根据本发明的另一些方面, 对表示襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的指示信号进行低通滤波以衰减高频湍流。

15 根据本发明的另一些方面, 当飞机接触地面时, 襟副翼下垂度变化量保持不变。

根据本发明的作为替代的方面, 预定的飞行状态参数为进场着陆姿态角, 参考值为参考进场着陆姿态角 θ_{ref} , 当前值为当前进场着陆姿态角 θ_{cur} , 差值为姿态角差 $\Delta \theta$ 。

20 根据本发明的作为替代的另一些方面, 预定的飞行状态参数为进场着陆迎角, 参考值为参考进场着陆迎角 α_{ref} , 当前值为当前进场着陆迎角 α_{cur} , 差值为迎角差 $\Delta \alpha$ 。

从上面的概述中容易看出, 本发明提供了一种改善前起落架触地余量和/或后机身触地余量的飞机着陆姿态调节装置(LAM)。触地余量得以改善的原因在于飞机活动翼面和/或高升力翼面包括如襟副翼的自动、对称地变化。因为 LAM 能够增大后机身触地余量, 所以该 LAM 没有必要增加一个用于对后机身触地加以保护的后机身尾撬。因而, 重量的增加, 结构空隙的减少以及
25 与后机身尾撬有关的经济上的开销都能得以避免。更进一步, 由于 LAM 既能改善飞机的前起落架触地余量, 又能改善飞机的后机身触地余量, 对仅调节进场着陆速度, 在着陆襟翼所在位置处后缘襟翼偏转度和横向操纵翼面的
30 对称下垂度等传统技术的限制也能得以避免。由于改善了在飞机着陆俯仰角

范围的两个极端的触地余量，LAM 可以克服这些以前起落架触地余量为代价仅改善后机身触地余量或反之以后机身触地余量为代价仅改善前起落架触地余量的措施的局限性。与一些传统的俯仰角限制方法相反，由于 LAM 不对可用的飞机俯仰角进行人为的限制，飞行员可以保留对飞机的绝对操纵权。同时 LAM 也提出了一种保持飞行轨迹控制和俯仰角控制间相互关联的开环控制规律，从而避免了采用闭环控制规律的直接升力控制方法带来的脱离常规的机动特性和复杂性。

参考下面的详细叙述以及附图，可以更容易、更好地理解所述的各方面的内容和本发明的许多优点，其中：

- 10 图 1 用于说明飞机的后机身触地余量要求；
图 2 用于说明飞机的前起落架触地余量要求；
图 3 是关于按照本发明建立的飞机着陆俯仰角调节装置的控制规律图；
图 4 是关于适用于图 3 所示的本发明实施例的 V_{ref} 确定过程的工作原理图；
- 15 图 5 是关于本发明的一种替代实施例的控制规律图；
图 6 是关于本发明的另一种替代实施例的工作原理图；
图 7 是关于适用于图 6 所示的本发明的实施例的 α_{ref} 确定过程的工作原理图；
- 20 图 8A - 8C 用于说明图 3 - 7 所示的本发明的特性曲线；图 9 是关于本发明的另一种实施例的控制规律图；
图 10 用于说明图 9 所示的本发明的性能曲线。

按照惯例，这里以包含能完成某一特定功能的分立方框的控制规律图的形式来对本发明加以图解说明和叙述。必须指出的是，实际应用中，本发明的各种功能可以按各种各样的方式加以实施。例如，图示的控制规则中的各种功能可以由一台适当编程的计算机来完成。另一方面，这些功能也可以由数字或模拟电路来完成。

图 3 以控制规律图的形式图解说明了按照本发明形成的着陆俯仰角调节装置(LAM)10 的第一实施例。在控制规律图中包括几个含有设计来完成各种功能元件的模块。在飞机的着陆过程中，LAM10 通过确定飞机襟副翼的位置来改善前起落架触地余量和后机身触地余量。LAM10 根据飞机的当前进场着陆状态和参考进场着陆状态之间的差异来对称地调整襟副翼相对于标称

位置的下垂度。这种调节使飞机着陆的俯仰角变化范围减少。必须指出的是，尽管在本实施例中调整的是飞机的襟副翼，LAM10 还可用于对称地调整飞机的其它产生升力的活动翼面或产生升力的活动翼面的组合。

图 3 所示的本发明实施例包括：一个参考进场着陆速度 V_{ref} 确定模块 12，一个加法器 14，一个襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 16，一个增益模块 18，一个低通滤波器 20 和一个 LAM 开/关和命令冻结确定模块 24。参考进场着陆速度 V_{ref} 的确定模块 12 的功能最好以图 4 所示的方式加以完成。实际上，参考进场着陆速度确定模块的功能是完成下述公式的计算：

$$V_{ref} = \frac{1}{\sqrt{nZ_{CG}}} V_{cur} \sqrt{\frac{C_{L_{cur}}}{C_{L_{ref}}}}$$

其中：

V_{ref} = 参考进场着陆空速

nZ_{CG} = 重心处的正常载荷因子

V_{cur} = 当前进场着陆空速

$C_{L_{cur}}$ = 当前升力系数

$C_{L_{ref}}$ = 参考升力系数

图 4 包括一个当前升力系数 $C_{L_{cur}}$ 程序(schedule)模块 26，一个参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 程序模块 28，一个第一除法器 30，一个第一平方根模块 32，一个乘法器 34，一个第二除法器 36，一个限幅器 38 和一个第二平方根模块 40。到当前升力系数 $C_{L_{cur}}$ 程序模块 26 的输入为飞机的迎角 α 和襟翼偏转位置或角度 δ_F 。对一个给定的襟翼位置或角度 δ_F 的值，当前升力系数 $C_{L_{cur}}$ 近似是迎角 α 的线性函数，从而可按照普通的数学方法来求得 $C_{L_{cur}}$ 。或者是可以将当前升力系数 $C_{L_{cur}}$ 的值贮存在一个三维的表格中，再通过内插法来求得实际值。

参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 程序模块 28 的输入为马赫数 M 和襟翼位置或角度 δ_F 。根据马赫数 M 和襟翼偏转位置或角度 δ_F ，参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 程序模块 28 可以求得参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 。最好是，对于波音 777 飞机，当襟翼偏转位置(detent)为 30 时，参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 为 1.53。当襟翼偏转位置为 25 时，参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 为 1.39。同当前升力系数 $C_{L_{cur}}$ 程序模块 26 的情形一样，参考升力系数 $C_{L_{ref}}$ 可以通过数学方法或一个三维查找表来求得。熟悉空气动力

学的人都知道, 参考升力系数 C_{Lref} 是与飞机的后机身触地余量要求、前起落架触地余量要求和着陆场长度要求有关一个参考值。

第一除法器 30 将当前升力系数 C_{Lcur} 除以参考升力系数 C_{Lref} 。其商的平方根由模块 32 确定, 乘法器 34 则将其结果与当前进场着陆空速 V_{cur} 相乘。

5 重心处的正常载荷因子 n_{ZCG} 通过保持飞机在正常商业运输机动范围内的基线稳定性和机动灵敏度来提供机动补偿。重心处的正常载荷因数 n_{ZCG} 被送往限幅器 38, 并进行限幅。通过选择限幅器 38 输出的最大值和最小值来定义正常载荷因数 n_{ZCG} 的范围, 以便在此范围内既或保持飞机的基线稳定性又可保证飞机的绝对机动能力不会降低。最好是, 重心处的正常载荷因子 n_{ZCG} 10 被限为最大值为 $1.15g$, 最小值为 $0.85g$ 。重心处正常载荷因子 n_{ZCG} 的限定值的平方根由第二个平方根模块 40 确定。第二个除法器 36 将乘法器 34 的输出结果除以第二个平方根模块 40 的输出结果, 该第二除法器的输出值即参考进场着陆空速 V_{ref} 。熟悉本技术领域及其它相关领域的人都知道, 参考进场着陆空速 V_{ref} 还可以用其它方法来确定。例如, 参考进场着陆空速 V_{ref} 可以 15 根据依赖于在给定襟翼位置处的飞机总重的程序来确定。

返回到图 3, 在加法器 14 中, 参考进场着陆空速 V_{ref} 与当前进场着陆空速 V_{cur} 相减, 得到的空速差 ΔV 被送往襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 16。在本发明的实施例中, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 是空速差 ΔV 的函数。如果空速差 ΔV 小于 5, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 0。如果空 20 速差 ΔV 的值位于 5 和 20 之间, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 由下式确定:

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{31}{15} (\Delta V - 5)$$

如果空速差 ΔV 的值大于 20, 襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值就等于 31。 25 襟副翼下垂度变化量程序模块随飞机的不同而不同。襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 被送往增益模块 18。根据 LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 的状态, 增益模块 18 为 $\Delta \delta_{FR}$ 加上增益系数 0 或 1, 这一点将在下面加以更详细地叙述。因而, 该增益模块实质上是一个通/断开关。增益模块 18 的输出结果被送往低通滤波器 20。在低通滤波器 20 中的拉普拉斯(Laplace)变换为,

$$30 \quad \frac{1}{\tau s + 1}$$

其中 τ 随飞机的不同而不同。对于波音 777 飞机来说, 最好取 $\tau = 2$ 秒。低

通滤波器 20 衰减由于湍流引起的高频成分并在保留对风的中度切变的响应性的同时保持飞机的短周期动态响应。低通滤波器 20 的带宽还允许在失速预警之前将襟副翼重新定位于标称位置。低通滤波器 20 的输出即襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 命令被送往另外一个加法器 22。同时一个标称襟副翼下垂度信号也被送往加法器 22。加法器 22 从标称襟副翼下垂度信号中减去襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 命令，加法器 22 的输出结果为襟副翼位置命令。

LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 接收襟翼偏转位置或角度 δ_F 输入、复合信号有效性输入和空/地分离输入。根据输入的襟翼偏转位置或角度 δ_F 、信号有效性状态和空/地分离输入，LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 打开和关闭 LAM 10。对于正常系统操作，信号有效性状态输入表示下述的一系列条件已经满足，并且当襟翼偏转位置或角度 δ_F 输入表明飞机的襟翼处于着陆偏转位置时，LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 就产生一个打开输出信号。对于波音 777 飞机，要求着陆襟翼偏转角最好为 25° 或 30° 。

如果输入的襟翼偏转角 δ_F ，信号有效性和空/地分离信号都合适的话，LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 就输出一个打开信号给增益模块 18，让增益模块 18 取增益系数为 1。当增益模块 18 的增益系数为 1 时，LAM 10 就开始运行。如果输入的襟翼偏转角 δ_F 、信号有效性和空/地分离信号中的任意一个不合适，LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 就输出一个关闭信号使增益模块 18 的增益系数为 0。零增益值使 LAM 10 停止运行并使襟副翼恢复到标称下垂位置。

信号有效性的状态通过检测各种条件来确定。这种检测包括襟副翼操作检测、LAM 补偿速度带显示检测、空速检测、迎角 α 检测和马赫数 M 检测。襟副翼操作检测的目的是为确认左右襟副翼是否正在正常操作。LAM 补偿速度带检测的目的是为确定飞机的警告电子系统是否已在其速度带显示和功能上针对 LAM 10 作了补偿。空速检测、迎角 α 检测和马赫数 M 检测包括采取冗余管理算法来检测多个参数源以保证信号的有效性，还确定每个参数是否位于希望的数值范围内。如果所有的检测结果都合乎要求，信号有效性状态为有效。如果其中的任意一个检测结果不合乎要求，信号有效性状态为无效，从而导致增益模块 18 的增益系数为 0。

给 LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 的空/地分离输入的状态取决于对主起落架轮架位置的检测，以确认飞机是在地面还是在飞行。只要轮架位置

一表明已接地，LAM 开/关和命令冻结确定模块 24 就输出一个表示飞机已在地面的命令冻结信号给低通滤波器 20。表示飞机已在地面的命令冻结信号将保持在接地过程中低通滤波器 20 的输出为常数，这样有效地将襟副翼下垂度冻结在飞机接地时的位置。在接收到表示飞机已在地面的命令冻结信号之前，LAM 10 允许根据当前参考进场着陆速度 V_{cur} 调整襟副翼下垂度。

图 5 图解说明了按照本发明建立的另一个实施例 LAM 41。如图 5 所示的 LAM 41 包括：一个参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 程序模块 42，一个加法器 44，一个襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 46，一个增益模块 48，一个低通滤波器 50 和一个 LAM 开/关和命令冻结确定模块 54。参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 程序模块 42 的输入为襟翼偏转位置或角度 δ_F 。根据输入的襟翼偏转位置或角度 δ_F ，参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 程序模块 42 确定参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 。参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 表示飞机按给定的襟翼偏转位置或角度 δ_F 、以参考进场着陆空速 V_{ref} 沿希望的航迹倾角飞行时的俯仰角。最好是，当襟翼偏转角为 25 时，参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 的值为 3.0 度，当襟翼偏转角为 30 时，参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 的值为 2.8。25 和 30 的襟翼偏转位置是波音 777 飞机的正常着陆襟翼偏转位置。

参考进场着陆姿态角 θ_{ref} 程序模块的输出被送往加法器 44。飞机的当前进场着陆姿态角 θ_{cur} 也被送往加法器 44。加法器 44 从当前进场着陆姿态角 θ_{cur} 中减去参考进场着陆姿态角 θ_{ref} ，加法器 44 的输出为姿态角差 $\Delta \theta$ 。

该姿态角差 $\Delta \theta$ 被送往襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 46。由襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 46 产生作为姿态角差 $\Delta \theta$ 的函数的襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值。具体而言，当姿态角差 $\Delta \theta$ 的值小于或等于 -3 度时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 31 度。当姿态角差 $\Delta \theta$ 的值大于或等于 -1 度时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 0。当姿态角差 $\Delta \theta$ 的值位于 -3 度和 -1 度之间时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值由下式决定：

- 31

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{(\Delta \theta + 1)}{2}$$

2

所述这些襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值对于波音 777 飞机来说是优选值，而对于其它飞机来说，则可能不同。

襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 46 的输出被送往增益模块 48。增

益模块 48、低通滤波器 50 和 LAM 开/关和命令冻结程序模块 54 的功能与这些元件在所述的如图 3 所示的本发明实施例中的功能一样，这里不再进一步讨论。如图 5 所示的 LAM 41 的输出襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 命令，同如图 3 所示的本发明实施例的情形一样，此信号在加法器 52 中与一个标称襟副翼下垂度相减，得到一个襟副翼命令信号。

图 6 图解说明了按照本发明建立的另一个实施例 LAM 81。如图 6 所示的 LAM 81 包括：一个参考进场着陆迎角 α_{ref} 确定模块 80，一个加法器 82，一个襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 84，一个增益模块 86，一个低通滤波器 88，一个 LAM 开/关和命令冻结确定模块 92。图 7 图解说明了进场着陆迎角 α_{ref} 确定模块 80 确定参考进场着陆迎角 α_{ref} 的工作原理。参考进场着陆迎角 α_{ref} 确定模块包括一个参考升力系数 C_{Lref} 程序模块 94 和一个当前升力系数 C_{Lcur} 程序模块 96。

参考升力系数 C_{Lref} 程序模块 94 接收的输入为马赫数 M 和襟翼偏转角 δ_F 。根据这些输入参数就可确定参考升力系数 C_{Lref} 。最好是对于波音 777 飞机来说，当襟翼偏转位置为 30 时，参考升力系数 C_{Lref} 为 1.53；当襟翼偏转位置为 25 时，参考升力系数 C_{Lref} 为 1.39。如上说明的，襟翼偏转程度为 25 和 30 是为波音 777 着陆设置的正常襟翼偏转程度。参考升力系数 C_{Lref} 被送往当前升力系数 C_{Lcur} 程序模块 96。当前升力系数 C_{Lcur} 确定程序块 96 根据输入的 C_{Lref} 和襟翼偏转角 δ_F 确定参考进场着陆迎角 α_{ref} 。

参考图 6，参考进场着陆迎角 α_{ref} 被送往加法器 82。飞机的当前进场着陆迎角 α_{cur} 也被送往加法器 82。加法器 82 从当前进场着陆迎角 α_{cur} 中减去参考进场着陆迎角 α_{ref} ，其输出结果为迎角差 $\Delta \alpha$ 。迎角差 $\Delta \alpha$ 被送往襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 确定模块 84，由襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 84 产生作为迎角差 $\Delta \alpha$ 的函数的襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值。

更具体地讲，当迎角差 $\Delta \alpha$ 的值小于或等于 -3 度时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 31 度。当迎角差的值大于或等于 -1 度时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值为 0 度。当迎角差 $\Delta \alpha$ 的值位于 -3 度和 -1 度之间时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值由下式确定：

$$\Delta \delta_{FR} = \frac{-31}{2}(\Delta \alpha + 1)$$

上述这些襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值对于波音777飞机来说为优选值, 对于其它类型的飞机来说, 则可能不同。襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 被送往增益模块86。增益模块86、低通滤波器88和LAM开/关和命令冻结确定模块的功能与在所述的如图3所示的本发明实施例中的相应元件的功能一样, 其操作这里不再讨论。如图6所示的LAM81的输出为襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 命令, 同如图3所示的本发明实施例的情形一样, 此信号在加法器90中与一个标称襟副翼下垂度变化量相减, 产生一个襟副翼位置命令信号。

如上所述, LAM能增大前起落架触地余量和/或后机身触地余量。图8A-8C通过与没有LAM的飞机的情形比较图解说明了如图3所示的LAM10是如何改善前起落架触地余量和后机身触地余量的。图8A是用于说明一架进场着陆航迹倾角恒定、没有LAM的飞机的升力系数 C_L 随进场着陆俯仰角(θ)的变化情况曲线图(线60)。横坐标表示进场着陆俯仰角(θ)的变化, 单位为度, 纵坐标表示升力系数 C_L 的变化。线60有一个恒定的正的斜率。两条彼此分开的垂直线分别表示前起落架首先触地和后机身触地。熟悉本技术领域和其它相关领域的人都知道, 为了补偿阵风, 在进场着陆和接地过程中, 飞机的速度通常位于 V_{ref} 和 $V_{ref} + 20$ 之间。线60上的点A对应于何时飞机以 V_{ref} 速度飞行。线60上的点B对应于飞机以 $V_{ref} + 20$ 的速度飞行。点A和表示后机身触地的垂直线之间的水平距离表示以 V_{ref} 速度飞行时的后机身触地余量。类似地, 点B和表示前起落架首先触地的垂直线之间的水平距离表示以 $V_{ref} + 20$ 速度飞行时的前起落架触地余量。线60上的点A和点B之间的水平距离则表示俯仰角变化量 $\Delta \theta_1$ 。俯仰角变化量 $\Delta \theta_1$ 表示一架没有LAM的飞机在进场着陆时在重心处总的俯仰角变化情况。

图8B用于说明, 在给图8A所表征的飞机上增加LAM后, 前起落架触地余量是如何得到改进的。为便于参照, 图8B中以虚线的形式画出了图8A中的线60。线62为LAM增加后得到的新的性能曲线。线62中的点C表示此种情形下飞机以 $V_{ref} + 20$ 的速度飞行。线60上的点B和线62上的点C之间的水平距离表示前起落架触地余量改善值 $\theta_{imp,n}$ 。线62上的点D和点E对应于由如图3所示的襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块16得到的最大值和最小值。线62的尾段64、66分别对应当襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 恒定为所述最大值和最小值时LAM的工作范围, 其中襟副翼保持在固定的

极端的偏转位置。线 62 上点 D 和点 E 之间的区域表示由于加装 LAM 引起的飞机配置的变化。线 62 上对应于 V_{ref} 和 $V_{ref} + 20$ 的两点之间的水平距离则表示俯仰角变化量 $\Delta \theta_2$ 。比较图 8A 中的 $\Delta \theta_1$ 和图 8B 中的 $\Delta \theta_2$ 可以发现 $\Delta \theta_2$ 小于 $\Delta \theta_1$ 。相对较小的 $\Delta \theta_2$ 值表明俯仰角变化量，更确切地说是前起落架触地余量得到了改善。

图 8C 图解说明了由于加装了如图 3 所示类型的 LAM 10 后的飞机以参考进场着陆速度 V_{ref} 飞行时得到的后机身触地余量的改善情况。线 70(部分点划线)说明了没有 LAM 的飞机的升力系数 C_L 随俯仰角 θ 的变化情况。线 70 上的点 F 和表示后机身触地的竖直线之间的水平距离表示一架没有 LAM 的飞机的后机身触地余量。线 70 上的点 G 和表示前起落架首先触地的竖直线之间的水平距离表示一架没有 LAM 的飞机的前起落架触地余量。线 72(部分点划线)表示随着进场着陆速度的增加，升力系数 C_L 随俯仰角 θ 的变化情况。当以参考进场着陆速度即 V_{ref} 飞行时，后机身触地余量得到了改善，因为线 72 上的点 H 与表示后机身触地的直线之间的水平距离要大于点 F 与表示后机身触地的线之间的水平距离。后机身触地余量的改善值以 $\Theta_{imp, a}$ 表示。

如果没有加装 LAM，线 72(部分点划线部分)将与表示前起落架首先触地的竖直线相交于 $V_{ref} + 20$ ，其结果是没有前起落架触地余量。这种情形不允许出现。线 74 说明了 LAM 是如何改变这一情形的。随着参考速度的变化，LAM 会引起斜率出现变化(线 74)。线 74 在到达前起落架触地余量之前与线 70 相交，其结果是，没有 LAM 时的前起落架触地余量得以保持。

通过理解上述的讨论将容易看出，LAM 也可用于同时改善后机身触地余量和前起落架触地余量。一个结合有图 8B 和 8C 所述特点的 LAM 可以既改善前起落架触地余量又改善后机身触地余量。

图 9 图解说明了通过改变如图 3 所示类型的 LAM 10 来改善后机身触地余量的另外一种方法。除了用一个襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 102 和一个加法器 100 分别代替图 3 中的襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 程序模块 16 和加法器 22 外，图 9 所示的 LAM 10 与图 3 所示的 LAM 10 完全一样。如图 9 所示，当空速差 ΔV 的值小于一个预设的较小值时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 取最大值。当空差 ΔV 的值位于一个预设的较小值和一个预设的较大值之间时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 的值将从最大值连续降低至最小值。当空速差大于预设的较大值时，襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 取最小值。

襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 命令与标称襟副翼下垂度信号一起被送往加法器 100。加法器 100 将襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 信号与标称襟副翼下垂度信号相加，输出一个襟副翼位置指令信号。因为图 9 所示的 LAM 的功能同图 3 所示的 LAM 的功能在其它方面都一样，这里不再叙述。

5 图 10 图解说明了飞机加装图 9 所述的 LAM 后后机身触地余量的改善情况。如图 10 所示，线 80 对应于飞机以一些标称下垂位置飞行时的情形。熟悉本技术领域和其它相关领域的人都知道，对于不同的飞机，标称下垂位置可以有不同的值。点 R 和表示后机身触地的竖直线之间的距离表示飞机以 V_{ref} 速度飞行时的后机身触地余量。

10 线 82 对应于飞机变为能产生最大升力的襟副翼下垂位置时的情形。当然，飞机不同，最大升力偏转位置值也将不同。线 84 上点 P 和点 Q 之间的区域表示当襟副翼保持为固定的极限偏转度即襟副翼下垂度变化量 $\Delta \delta_{FR}$ 恒定为最大值和最小值时 LAM 的工作范围。线 82 上的点 S 和线 80 上的点 R 之间的水平距离表示加装 LAM 后得到的后机身触地余量改善值，以 $\theta_{imp, a}$
15 表示。

必须指出的是，尽管已经叙述并图解说明了本发明的实施例，在不偏离本发明的精神和范围的基础上，还可以对上述的实施例进行各种改动。

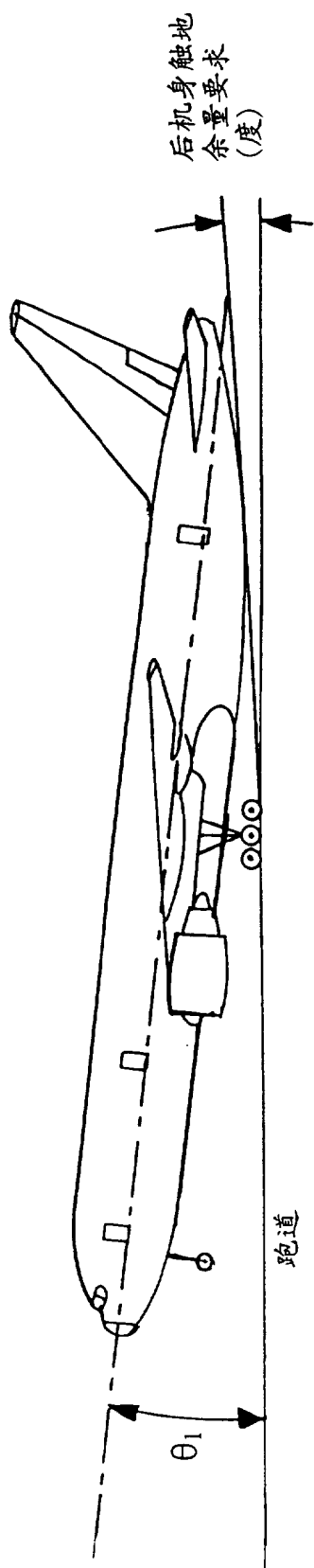


图 1

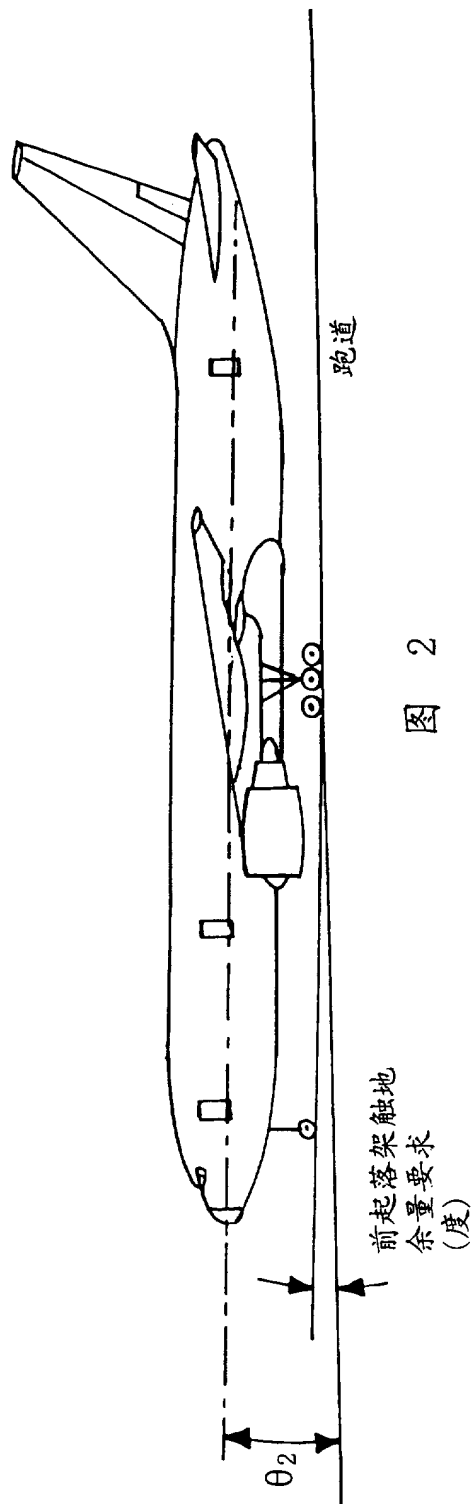


图 2

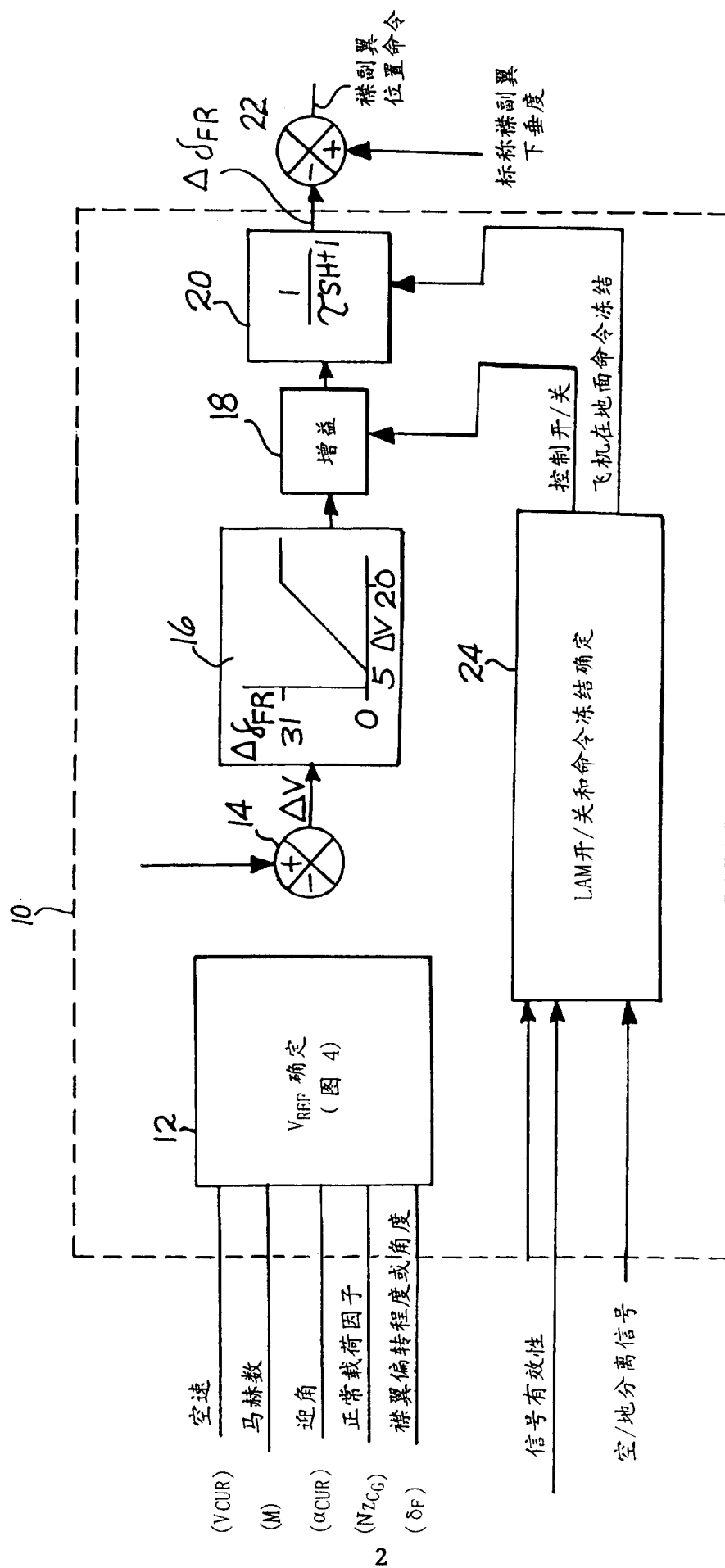


图 3

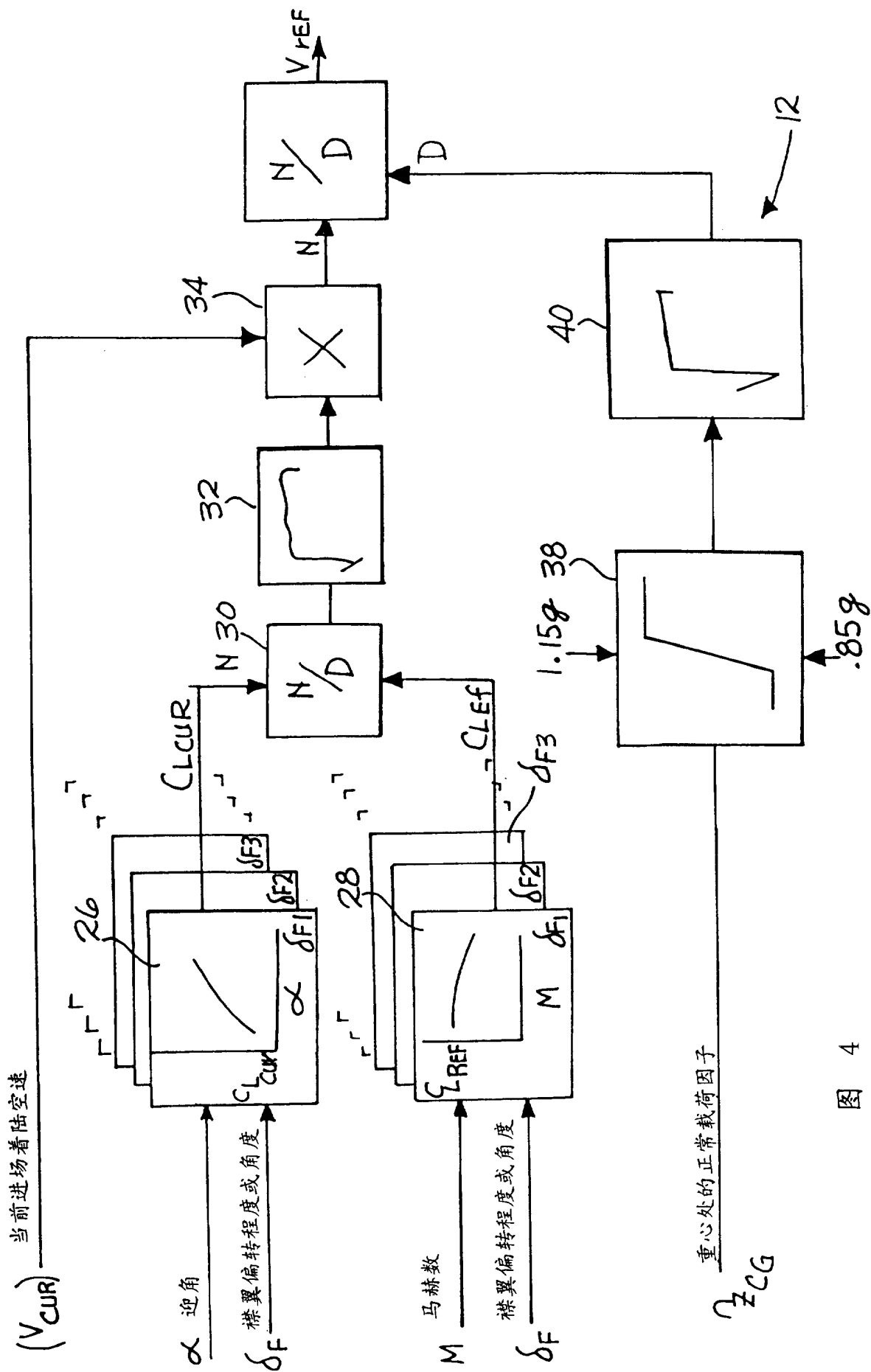


图 4

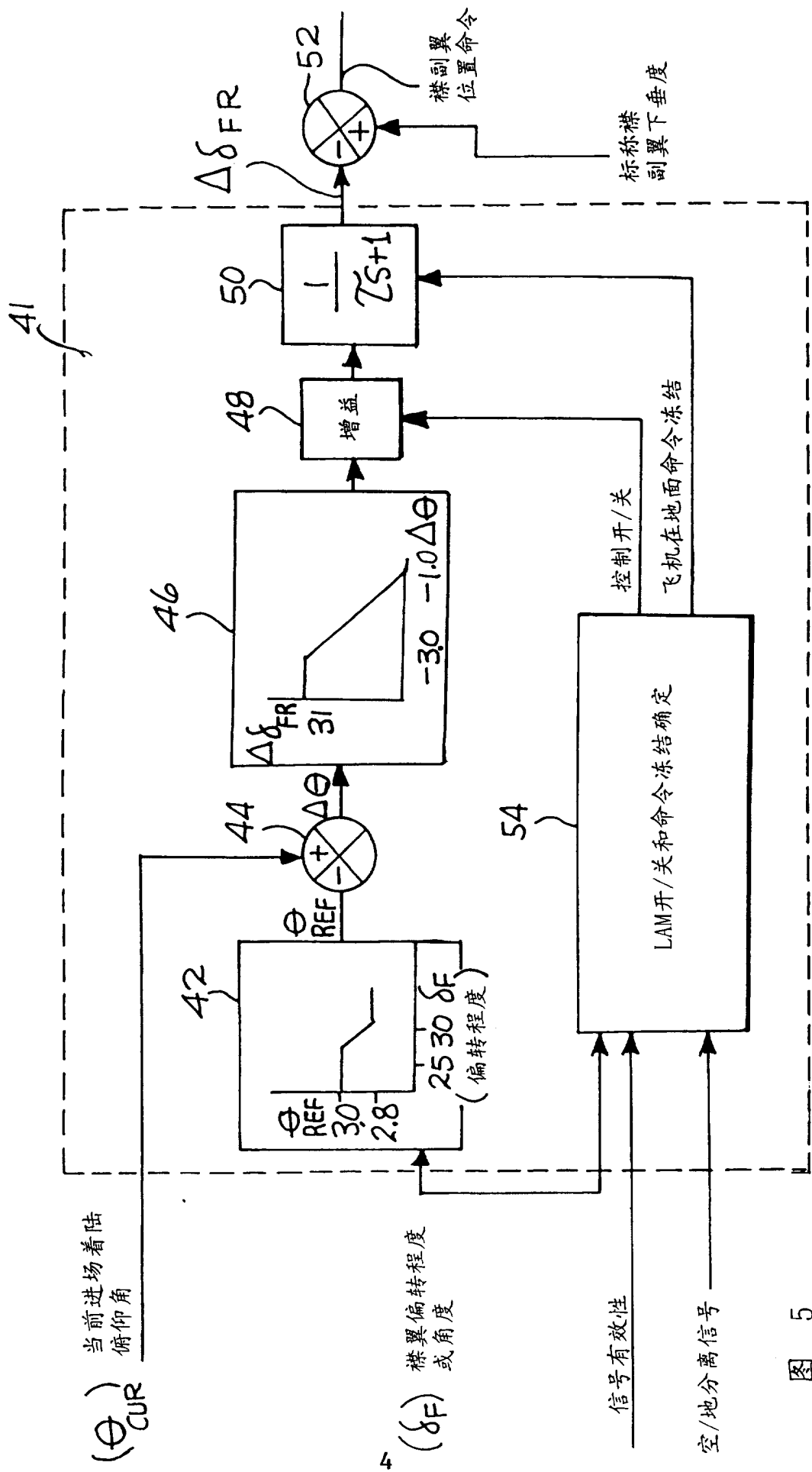


图 5

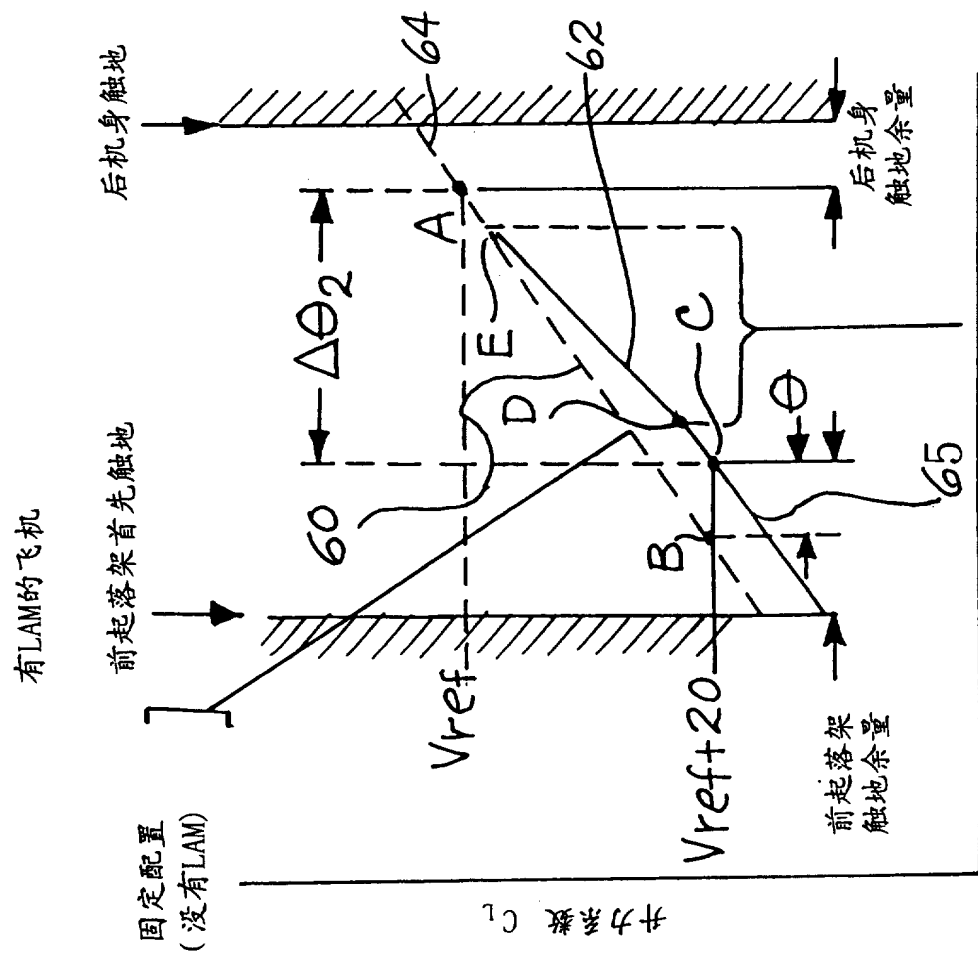


图 8A

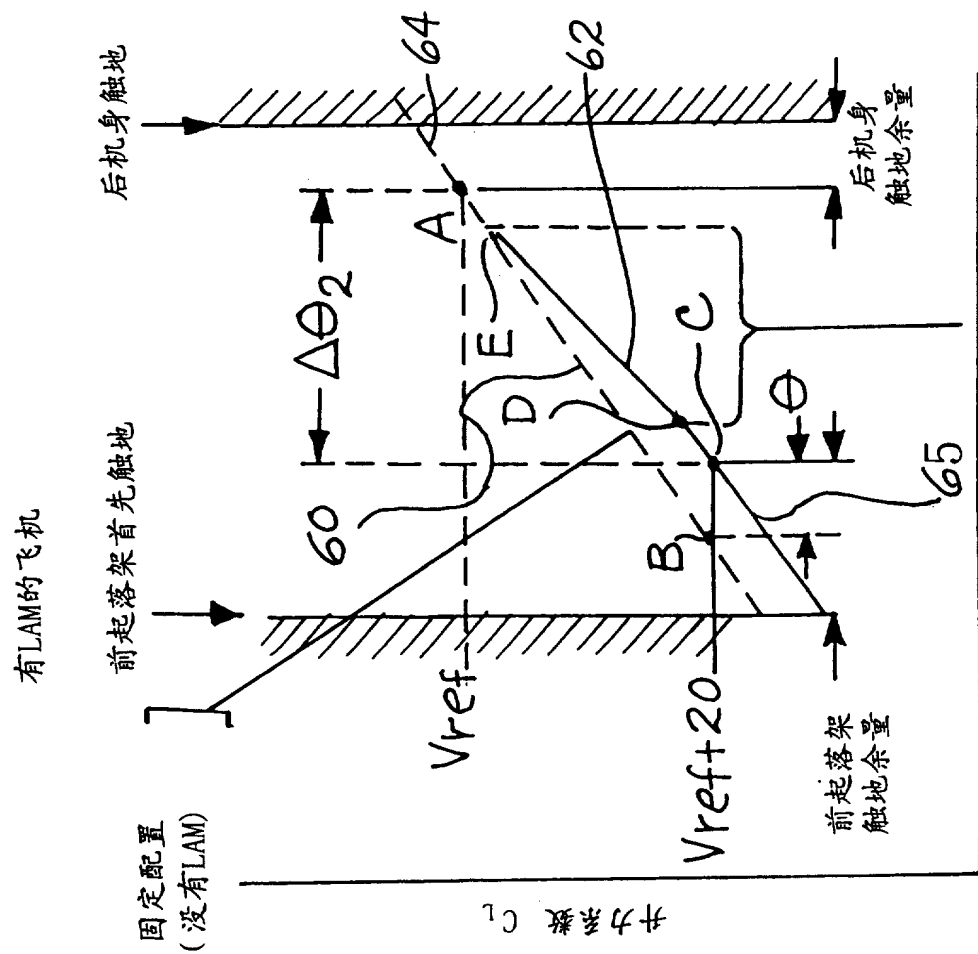


图 8B

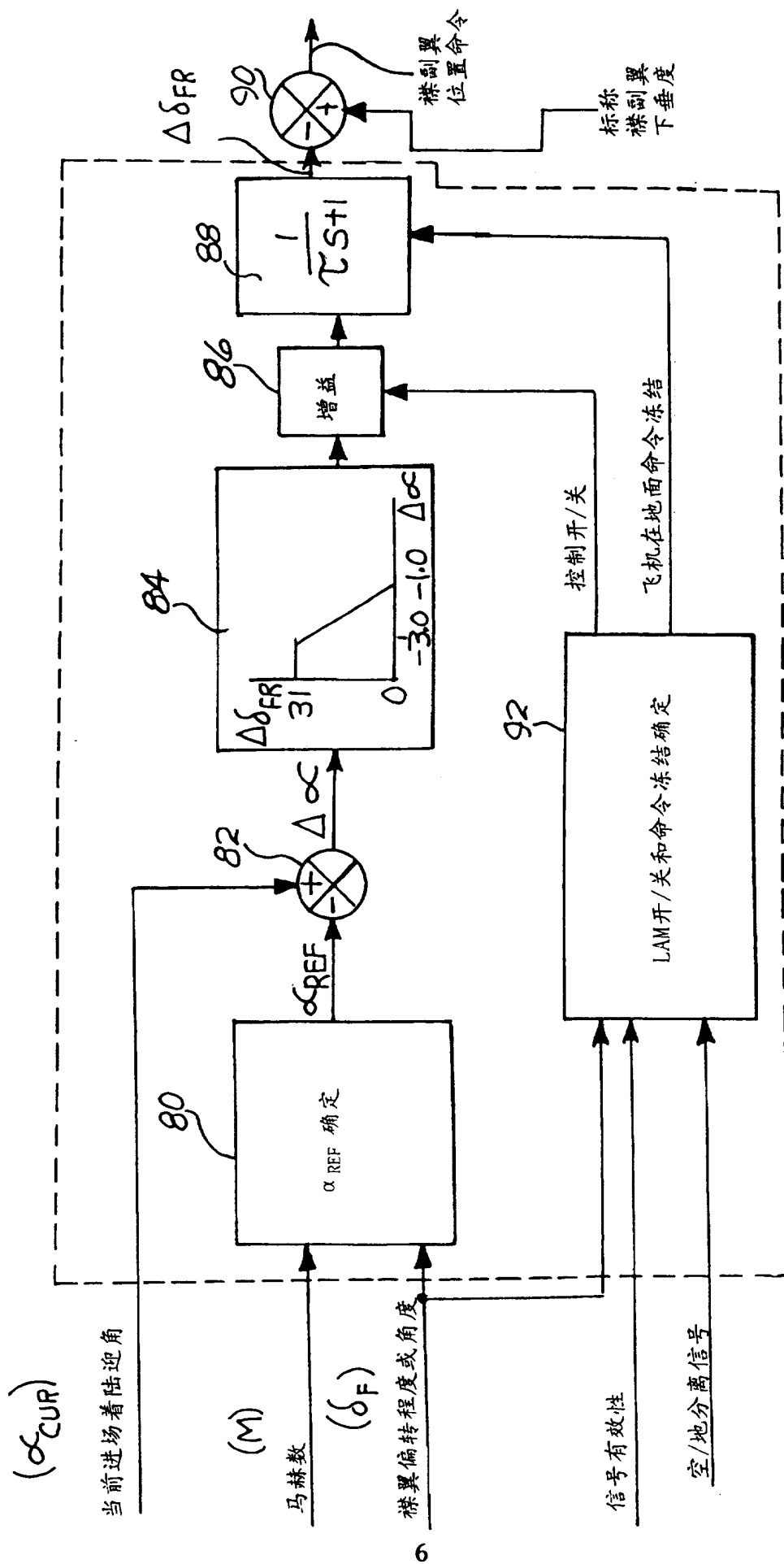


图 6

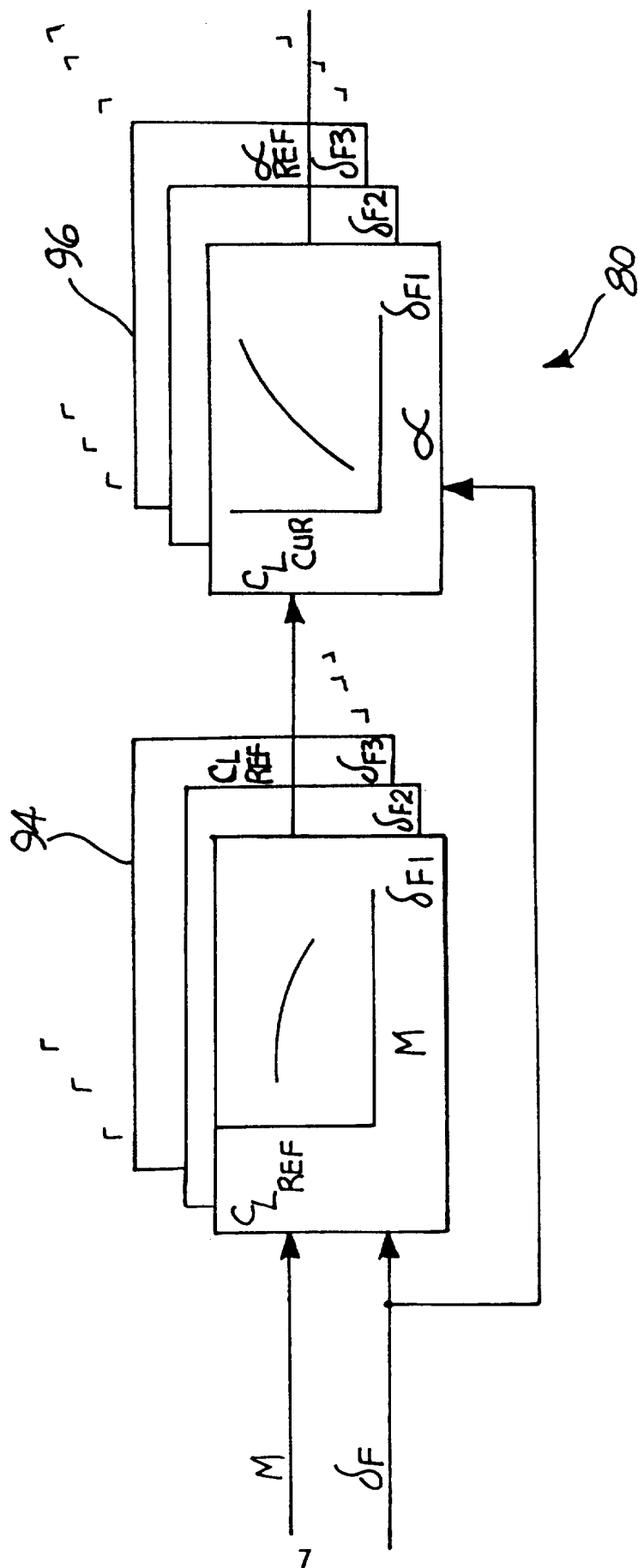
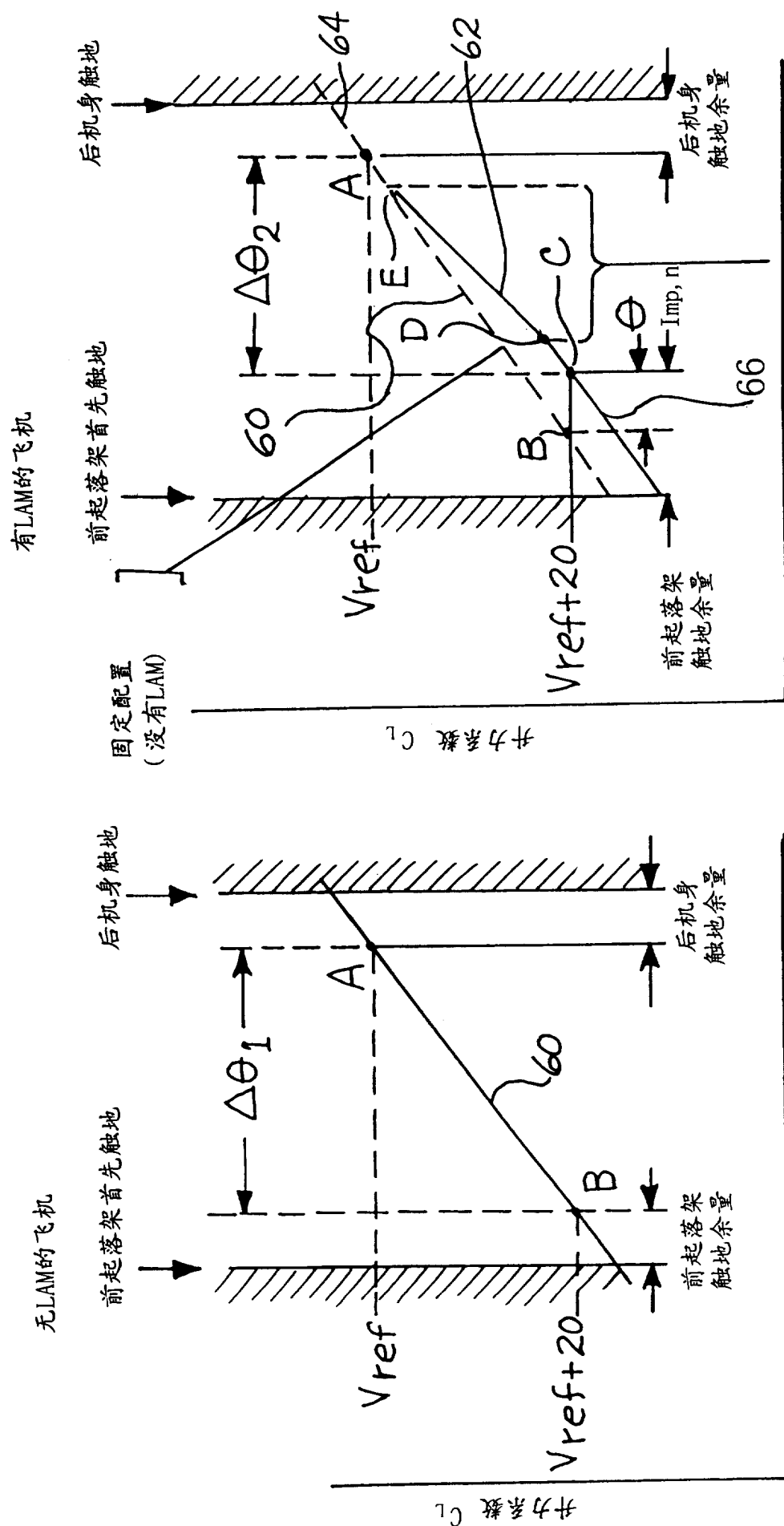
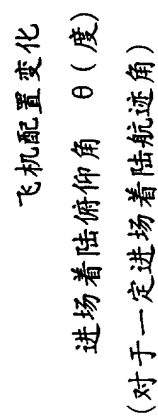


图 7



进场着陆俯仰角 θ (度)
(对于一定进场着陆航迹角)



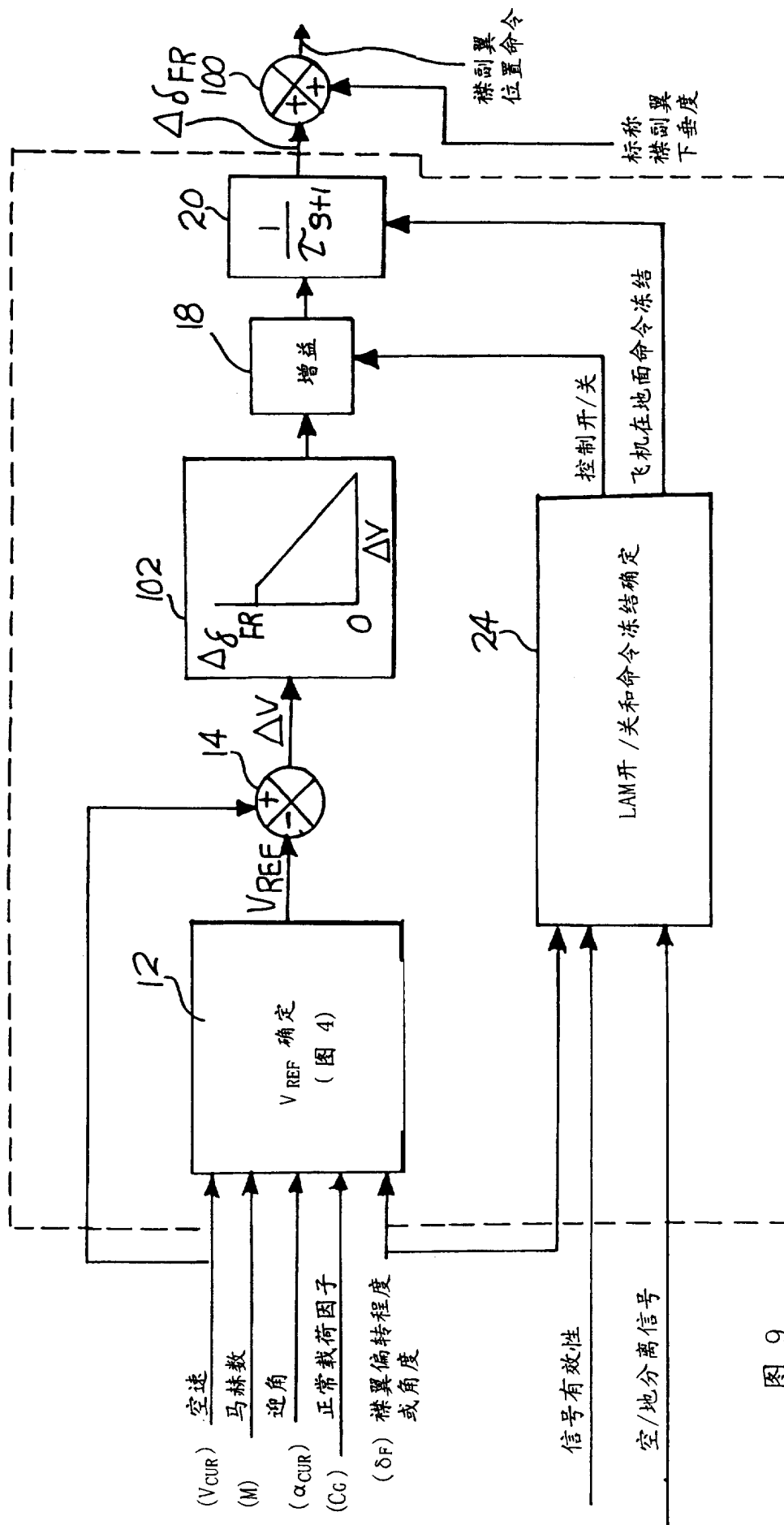


图 9

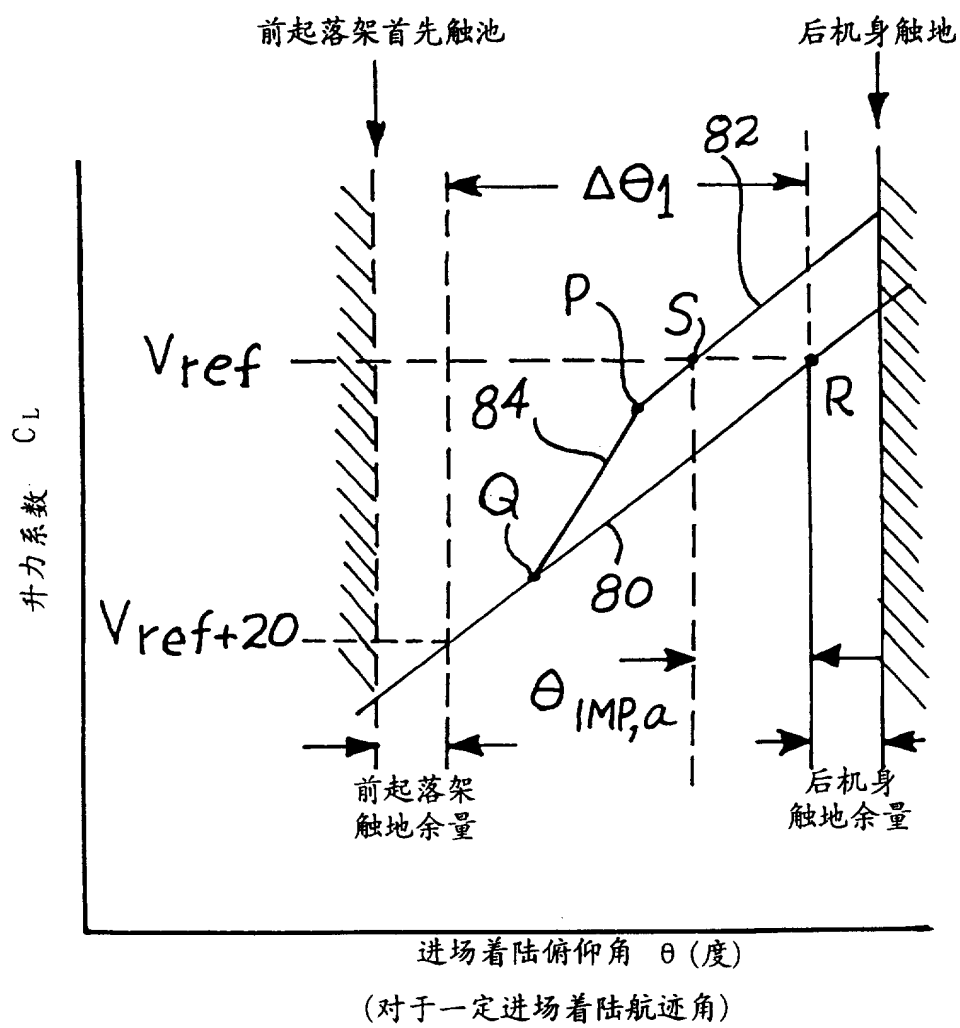


图 10