(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 110799420 B
(45)授权公告日 2023.07.21

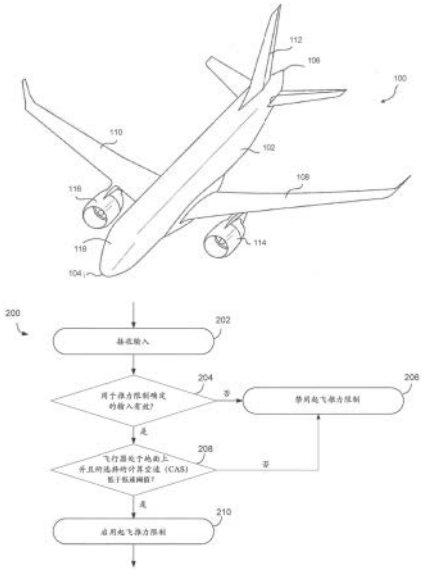
(21)申请号 201780092668.5
(22)申请日 2017.06.30
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110799420 A
(43)申请公布日 2020.02.14
(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2019.12.27
(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/IB2017/053985 2017.06.30
(87)PCT国际申请的公布数据
WO2019/002925 EN 2019.01.03
(73)专利权人 加拿大空客有限合伙公司
地址 加拿大魁北克省
(72)发明人 雷米·哈梅尔 乔尔·布德罗
德里克·德尔卡斯蒂略
伊娃·佩劳特 弗朗西斯·默尼耶
托尼·斯平尼尔里
尼古拉斯·塔米斯蒂特
奥利维耶·勒贝格
克里斯多佛·努奥
(74)专利代理机构 中原信达知识产权代理有限责任公司 11219
专利代理师 梁晓广 李金刚
(51)Int.Cl.
B64D 31/06(2006.01)
F02C 9/28(2006.01)
G05D 1/00(2006.01)
(56)对比文件
US 2010070112 A1,2010.03.18
US 2010070112 A1,2010.03.18
US 2016260333 A1,2016.09.08
US 6880784 B1,2005.04.19
US 2008029653 A1,2008.02.07
CN 103057711 A,2013.04.24
审查员 王飞
权利要求书4页 说明书10页 附图14页

(54)发明名称

用于控制起飞推力的系统和方法

(57)摘要

本披露提供了用于控制飞行器(100)的至少一个发动机(114,116)在起飞时所产生的推力的系统和方法。接收(202)至少一个输入信号,所述至少一个输入信号包括指示所述飞行器的速度的输入数据。将所述飞行器的速度与第一预定阈值进行对比。响应于确定所述速度低于所述第一阈值,根据所述输入数据确定(204)所述至少一个发动机的推力极限,并向所述至少一个发动机输出推力限制信号,以用于根据所述推力极限来限制(210)所述推力。



CN 110799420 B

1.一种用于控制飞行器的至少一个发动机在起飞时所产生的推力的方法,所述方法包括:

接收至少一个输入信号,所述至少一个输入信号包括指示所述飞行器的速度的输入数据,所述至少一个输入信号包括来自速度探测器的速度信号,所述速度信号指示所述飞行器的经校准的空速、真实空速、以及地面速度中的一者;

将所述飞行器的速度与第一预定阈值进行对比;以及

响应于确定所述速度低于所述第一预定阈值,根据所述输入数据确定用于所述至少一个发动机的推力极限,并且向所述至少一个发动机输出推力限制信号,以用于根据所述推力极限来限制所述推力;

其中,接收所述至少一个输入信号包括从轮速传感器接收指示所述飞行器的轮速的轮速信号,

所述方法进一步包括:

将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者与第二预定阈值进行对比;

响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者高于所述第二预定阈值,将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者设定为所述飞行器的速度;以及

响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者低于所述第二预定阈值,基于所述轮速计算所述飞行器的估算速度,并将所述估算速度设定为所述飞行器的速度。

2.如权利要求1所述的方法,其中,所述轮速信号被接收为包括多个轮速值,并且其中,计算所述估算速度包括在所述多个轮速值中确定有效轮速值,并且计算所述有效轮速值和风力调节值的加和。

3.如权利要求1至2中任一项所述的方法,其中,接收所述至少一个输入信号包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值,并且其中,确定所述推力极限包括选择所命令的起飞推力值与预定推力限制值中的最低者,所述预定推力限制值选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格。

4.如权利要求1至2中任一项所述的方法,其中,接收所述至少一个输入信号包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值,并且其中,确定所述推力极限包括:

将所述飞行器的速度与第三预定阈值进行对比;

响应于确定所述飞行器的速度高于所述第三预定阈值,将第一预定推力限制值设定为所述推力极限,所述第一预定推力限制值与所述飞行器的速度相关联,并且选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格;以及

响应于确定所述飞行器速度低于所述第三预定阈值,将所述第一预定推力限制值与选自由从静态下的最低推力值到所述第三预定阈值下的最大起飞推力参考值所限定的线性坡升的推力值之中的最低值设定为所述推力极限,所述静态下的最低推力值与最大的可允

许静态推力、零节下的最大起飞推力参考值、以及第二预定推力限制值之中的最小值相对应，所述第二预定推力限制值选自所述表格，并且与零节速度相关联。

5.如权利要求4所述的方法，其中，将所述飞行器的速度与所述第一预定阈值进行对比包括将所述速度与80节进行对比，并且其中，将所述飞行器的速度与所述第三预定阈值进行对比包括将所述速度与50节进行对比。

6.如权利要求1至2中任一项所述的方法，进一步包括响应于确定当前速度高于所述第一预定阈值，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

7.如权利要求1至2中任一项所述的方法，其中，所述至少一个输入信号指示所述飞行器是否处于地面上，所述方法进一步包括响应于从所述至少一个输入信号确定所述飞行器并非处于地面上，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

8.如权利要求1至2中任一项所述的方法，进一步包括响应于确定所述至少一个输入信号是无效的，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

9.如权利要求1至2中任一项所述的方法，其中，所述至少一个输入信号指示所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、风力幅度、以及风向中的至少一者，所述方法进一步包括响应于确定所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、所述风力幅度、以及所述风向中的至少一者超过预定容差，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机或对所述推力限制信号进行调节。

10.一种用于控制飞行器的至少一个发动机在起飞时所产生的推力的系统，所述系统包括：

处理单元；以及

非暂时性计算机可读存储器，所述非暂时性计算机可读存储器具有存储在其上的程序指令，所述处理单元能够执行所述程序指令来进行以下各项：

接收至少一个输入信号，所述至少一个输入信号包括指示所述飞行器的速度的输入数据，所述至少一个输入信号包括来自速度探测器的速度信号，所述速度信号指示所述飞行器的经校准的空速、真实空速、以及地面速度中的一者；

将所述飞行器的速度与第一预定阈值进行对比；以及

响应于确定所述速度低于所述第一预定阈值，根据所述输入数据确定用于所述至少一个发动机的推力极限，并且向所述至少一个发动机输出推力限制信号，以用于根据所述推力极限来限制所述推力；

其中，接收所述至少一个输入信号包括从轮速传感器接收指示所述飞行器的轮速的轮速信号，

所述处理单元能够进一步执行所述程序指令来用于：

将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者与第二预定阈值进行对比；

响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者高于所述第二预定阈值，将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者设定为所述飞行器的速度；以及

响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者低于所述第二预定阈值，基于所述轮速计算所述飞行器的估算速度，并将所述估算速度设定为

所述飞行器的速度。

11.如权利要求10所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收包括多个轮速值的轮速信号，并且用于计算所述估算速度，包括在所述多个轮速值中确定有效轮速值，并且计算所述有效轮速值和风力调节值的加和。

12.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收所述至少一个输入信号，包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值；并且用于确定所述推力极限，包括选择所命令的起飞推力值与预定推力限制值中的最低者，所述预定推力限制值选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格。

13.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收所述至少一个输入信号，包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值；并且用于确定所述推力极限，其包括：

将所述飞行器的速度与第三预定阈值进行对比；

响应于确定所述飞行器的速度高于所述第三预定阈值，将第一预定推力限制值设定为所述推力极限，所述第一预定推力限制值与所述飞行器的速度相关联，并且选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格；并且

响应于确定所述飞行器速度低于所述第三预定阈值，将所述第一预定推力限制值与选自由从静态下的最低推力值到所述第三预定阈值下的最大起飞推力参考值所限定的线性坡升的推力值之中的最低值设定为所述推力极限，所述静态下的最低推力值与最大的可允许静态推力、零节下的最大起飞推力参考值、以及第二预定推力限制值之中的最小值相对应，所述第二预定推力限制值选自所述表格，并且与零节速度相关联。

14.如权利要求13所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于将所述飞行器的速度与所述第一预定阈值进行对比，包括将所述速度与80节进行对比；并且用于将所述飞行器的速度与所述第三预定阈值进行对比，包括将所述速度与50节进行对比。

15.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于响应于确定当前速度高于所述第一预定阈值，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

16.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收指示所述飞行器是否处于地面上的所述至少一个输入信号，并且用于响应于从所述至少一个输入信号确定所述飞行器并非处于地面上，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

17.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于响应于确定所述至少一个输入信号是无效的，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

18.如权利要求10至11中任一项所述的系统，其中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收指示所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、风力幅度、以及风向中的至少一者的所述至少一个输入信号，并且用于响应于确定所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、所述风力幅度、以及所述风向中的至少一者超过预定容差，禁用将所述推力限制信号输出

至所述至少一个发动机或对所述推力限制信号进行调节。

用于控制起飞推力的系统和方法

技术领域

[0001] 本披露总体上涉及飞行器控制，并且更具体地涉及在低速下控制飞行器发动机所产生的起飞推力。

背景技术

[0002] 当飞行器以低速运行时，由于低水平的动态压力或没有动态压力，升降舵典型地会没有权限或动力。对于给定的飞行器重量和重心，飞行器发动机产生使前起落架减少负载的力矩，这进而损害飞行器的转向能力。已经提出了克服这个问题的解决方案。然而，现有的解决方案除了增加了系统复杂性之外，还由于起飞开始时较低的推力水平而导致了起飞性能损失。

[0003] 因此，需要一种改进的系统和方法，以用于在低速下控制飞行器发动机所产生的起飞推力。

发明内容

[0004] 本披露提供了用于控制飞行器发动机在起飞时所产生的推力的方法和系统。

[0005] 根据广泛的方面，提供了一种用于控制飞行器的至少一个发动机在起飞时所产生的推力的方法，所述方法包括：接收至少一个输入信号，所述至少一个输入信号包括指示所述飞行器的速度的输入数据；将所述飞行器的速度与第一预定阈值进行对比；以及响应于确定所述速度低于所述第一阈值，根据所述输入数据确定用于所述至少一个发动机的推力极限，并且向所述至少一个发动机输出推力限制信号，以用于根据所述推力极限来限制所述推力。

[0006] 在一些实施例中，接收所述至少一个输入信号包括从速度探测器接收速度信号，所述速度信号指示所述飞行器的经校准的空速、真实空速、以及地面速度中的一者。

[0007] 在一些实施例中，所述方法进一步包括将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者与第二预定阈值进行对比，并且响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者高于所述第二阈值，将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者设定为所述飞行器的速度。

[0008] 在一些实施例中，接收所述至少一个输入信号包括从轮速传感器接收指示所述飞行器的轮速的轮速信号，所述方法进一步包括响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者低于所述第二阈值，基于所述轮速计算所述飞行器的估算速度，并将所述估算速度设定为所述飞行器的速度。

[0009] 在一些实施例中，所述轮速信号被接收为包括多个轮速值，并且计算所述估算速度包括在所述多个轮速值中确定有效轮速值，并且计算所述有效轮速值和风力调节值的加和。

[0010] 在一些实施例中，接收所述至少一个输入信号包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值，并且确定所述推力极限包括选择所命令的

起飞推力值与预定推力限制值中的最低者，所述预定推力限制值选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格。

[0011] 在一些实施例中，接收所述至少一个输入信号包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值，并且确定所述推力极限包括：将所述飞行器的速度与第二预定阈值进行对比；响应于确定所述飞行器的速度高于所述阈值，将第一预定推力限制值设定为所述推力极限，所述第一推力限制值与所述飞行器的速度相关联，并且选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格；并且响应于确定所述飞行器速度低于所述阈值，将所述第一推力限制值与选自由从静态下的最低推力值到所述第二阈值下的最大起飞推力参考值所限定的线性坡升的推力值之中的最低值设定为所述推力极限，所述静态下的最低推力值与最大的可允许静态推力、零节下的最大起飞推力参考值、以及第二预定推力限制值之中的最小值相对应，所述第二推力限制值选自所述表格，并且与零节速度相关联。

[0012] 在一些实施例中，将所述飞行器的速度与所述第一阈值进行对比包括将所述速度与80节进行对比，并且将所述飞行器的速度与所述第二阈值进行对比包括将所述速度与50节进行对比。

[0013] 在一些实施例中，所述方法进一步包括响应于确定当前速度高于所述第一阈值，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0014] 在一些实施例中，所述至少一个输入信号指示所述飞行器是否处于地面上，所述方法进一步包括响应于从所述至少一个输入信号确定所述飞行器并非处于地面上，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0015] 在一些实施例中，所述方法进一步包括响应于确定所述至少输入信号是无效的，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0016] 在一些实施例中，所述至少一个输入信号指示所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、风力幅度、以及风向中的至少一者，所述方法进一步包括响应于确定所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、所述风力幅度、以及所述风向中的至少一者超过预定容差，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机或对所述推力限制信号进行调节。

[0017] 根据另一广泛的方面，提供了一种用于控制飞行器的至少一个发动机在起飞时所产生的推力的系统，所述系统包括：处理单元；以及非暂时性计算机可读存储器，所述非暂时性计算机可读存储器具有存储在其上的程序指令，所述处理单元能够执行所述程序指令来进行以下各项：接收至少一个输入信号，所述至少一个输入信号包括指示所述飞行器的速度的输入数据；将所述飞行器的速度与第一预定阈值进行对比；以及响应于确定所述速度低于所述第一阈值，根据所述输入数据确定用于所述至少一个发动机的推力极限，并且向所述至少一个发动机输出推力限制信号，以用于根据所述推力极限来限制所述推力。

[0018] 在一些实施例中，所述程序指令能够由所述处理单元执行以用于接收所述至少一个输入信号，包括从n个速度探测器接收指示所述飞行器的经校准的空速、真实空速、以及地面速度中的一者的速度信号。

[0019] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者与第二预定阈值进行对比，并且响应于

确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者高于所述第二阈值，将所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者设定为所述飞行器的速度。

[0020] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收所述至少一个输入信号，包括从轮速传感器接收指示所述飞行器的轮速的轮速信号；并且用于响应于确定所述经校准的空速、所述真实空速、以及所述地面速度中的所述一者低于所述第二阈值，基于所述轮速计算所述飞行器的估算速度，并将所述估算速度设定为所述飞行器的速度。

[0021] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收包括多个轮速值的所述轮速信号，并且用于计算所述估算速度，包括在所述多个轮速值中确定有效轮速值，并且计算所述有效轮速值和风力调节值的加和。

[0022] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收所述至少一个输入信号，包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值；并且用于确定所述推力极限，包括选择所命令的起飞推力值与预定推力限制值中的最低者，所述预定推力限制值选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格。

[0023] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收所述至少一个输入信号，包括接收所述飞行器的类型的指示、环境温度的测量值、以及环境压力的测量值，并且用于确定所述推力极限，其包括：将所述飞行器的速度与第二预定阈值进行对比；响应于确定所述飞行器的速度高于所述阈值，将第一预定推力限制值设定为所述推力极限，所述第一推力限制值与所述飞行器的速度相关联，并且选自根据所述飞行器的速度、所述飞行器的类型、所述环境温度、以及所述环境压力中的至少一者来提供推力的表格；以及响应于确定所述飞行器速度低于所述阈值，将所述第一推力限制值与选自由从静态下的最低推力值到所述第二阈值下的最大起飞推力参考值所限定的线性坡升的推力值之中的最低值设定为所述推力极限，所述静态下的最低推力值与最大的可允许静态推力、零节下的最大起飞推力参考值、以及第二预定推力限制值之中的最小值相对应，所述第二推力限制值选自所述表格，并且与零节速度相关联。

[0024] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于将所述飞行器的速度与所述第一阈值进行对比，包括将所述速度与80节进行对比；并且用于将所述飞行器的速度与所述第二阈值进行对比，包括将所述速度与50节进行对比。

[0025] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于响应于确定所述当前速度高于所述第一阈值，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0026] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收指示所述飞行器是否处于地面上的所述至少一个输入信号，并且用于响应于从所述至少一个输入信号确定所述飞行器并非处于地面上，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0027] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于响应于确定所述至少输入信号是无效的，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机。

[0028] 在一些实施例中，所述处理单元能够执行所述程序指令来用于接收指示所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、风力幅度、以及风向中的至少一者的所述至少一个输入信号，并且用于响应于确定所述飞行器的重量、所述飞行器的重心、所述风力幅度、以及所述

风向中的至少一者超过预定容差，禁用将所述推力限制信号输出至所述至少一个发动机或对所述推力限制信号进行调节。

[0029] 本文描述的系统、装置和方法的特征可以以各种不同的组合使用，并且也可以以各种不同的组合用于系统和计算机可读存储介质。

附图说明

[0030] 结合附图，从下面的详细描述中，本文所描述的实施例的进一步特征和优点可以变得明显，在附图中：

[0031] 图1是根据一个实施例的飞行器的透视图示；

[0032] 图2是根据一个实施例的用于控制飞行器起飞推力的示意性方法的流程图；

[0033] 图3是根据一个实施例的图2的实现起飞推力限制的步骤的流程图；

[0034] 图4是根据一个实施例的图3的确定飞行器速度的步骤的流程图；

[0035] 图5是根据一个实施例的图4的估算空速的步骤的流程图；

[0036] 图6是根据第一实施例的图3的设定起飞推力极限的步骤的流程图；

[0037] 图7展示了根据图6的实施例的受限的起飞推力曲线的示意性曲线图；

[0038] 图8是根据第二实施例的图3的设定起飞推力极限的步骤的流程图；

[0039] 图9A是根据图8的实施例的用于确定起飞推力极限的线性坡升的示意性曲线图；

[0040] 图9B是根据图8的实施例的低于给定速度阈值的推力限制要求曲线的实例；

[0041] 图9C是根据图8的实施例的低于和高于给定速度阈值的推力限制要求曲线的实例；

[0042] 图10是根据一个实施例的用于控制飞行器的起飞推力的示意性系统的框图；

[0043] 图11是根据一个实施例的图8的推力控制单元的框图；并且

[0044] 图12是根据一个实施例的用于实施推力控制单元的示意性计算装置的框图。

[0045] 应当注意的是，在所有附图中，相同的特征由相同的附图标记标识。

具体实施方式

[0046] 参考图1，现在将描述根据一个实施例的飞行器100的透视图示。飞行器100包括纵向限定前端104和后端(或尾端)106的机身102，两个机翼108、110从机身102侧向延伸。尾翼区段112(或尾部)附接至飞行器100的后端106。如本领域技术人员应当明白的，机翼108、110和尾翼区段112结合了多个操纵面，这些操纵面负责飞行器100的飞行特性和操作。如图所示，两个动力装置114、116(本文中也称为“翼下发动机”114、116)悬挂在机翼108、110上并连接至这些机翼，然而应当理解的是，飞行器100可以包括任何其他合适数量和/或构型的发动机114、116。例如，飞行器100可以包括如114、116中那样的四个翼下发动机。飞行器100还可以包括两个翼下发动机114、116和安装在尾翼区段112上的一个发动机(未示出)。可以应用其他实施例。

[0047] 每个发动机114、116可以由未示出的发动机电子控制器(EEC)来控制。EEC可以是发动机全权限数字控制器(FADEC，未示出)的一部分，该发动机全权限数字控制器用于通过调节到发动机114、116的燃料流量来管理该发动机的运行，从而通过加速、减速、以及稳态运行来控制发动机114、116。FADEC可以进一步调度和控制喘振保护系统，保护发动机114、

116免受超速和过热的影响，并且执行完整的发动机起动控制。

[0048] 在一个实施例中，机身102是复合机身，该复合机身可以由一种或多种复合材料(包括玻璃纤维、碳纤维、聚合物、玻璃等)制成。在某些实施例中，机身102由多层复合材料制成。在另一个实施例中，机身102由铝锂合金制成。可以应用其他实施例。

[0049] 飞行器100可以是任何类型的飞行器，包括螺旋桨飞机、喷气式飞机、涡轮喷气飞机、涡轮螺旋桨飞机、涡轮轴飞机等。驾驶舱118可以定位在飞行器100上的任何合适位置处，例如在机身102的前部部分处。驾驶舱118被构造为用于容纳一个或多个飞行员，该一个或多个飞行员借助于一个或多个操作员控制件(未展示)来控制飞行器100。操作员控制件可以包括任何合适数量的踏板、轭架、方向盘、中心操纵杆(centre stick)、飞行操纵杆、杠杆、旋钮、开关等。

[0050] 现在参考图2，现在将描述用于控制飞行器(例如图1的飞行器100)的起飞推力的方法200。如下文将进一步讨论的，方法200示意性地在FADEC中实施。方法200用于限制低空速下的起飞推力，从而允许符合起飞阶段中的最小前起落架(NLG)载荷要求(例如转向能力的要求)。在一个实施例中，本文所描述的方法和系统除了优化发动机性能之外，还允许例如使机组人员在起飞期间的工作量最小化，并确保飞行器在起飞期间在低速下的可控性。如本文中所使用的，术语“起飞推力极限”指代给定发动机不应超过的推力水平(即最大可允许起飞推力)，其中发动机提供给定发动机控制参数下的最高推力。在一个实施例中，发动机控制参数是低压或低速发动机转子的旋转速度(N1)。在另一个实施例中，发动机控制参数是发动机压力比(EPR)。可以应用其他实施例。

[0051] 所展示的方法200包括在起飞时(例如通过航空无线电公司(ARINC))接收来自一个或多个飞行器传感器、一个或多个发动机传感器、和/或飞行员的输入(步骤202)。所接收的输入可以包括但不限于飞行器类型或型号的标识(例如，根据来自航空电子系统的飞行器型号位(bit)确定)、从一个或多个速度传感器(例如，空气数据智能探测器(ADSP)、轮速传感器等)接收的并指示飞行器的速度的测量信号、从一个或多个温度传感器接收的并指示环境(或外部)空气温度的测量信号、从一个或多个压力传感器接收的并指示环境压力的测量信号、以及指示飞行器是处于地面上还是处于飞行中的测量信号。

[0052] 下一步骤204然后是确定起飞推力限制确定中所使用的输入(例如飞行器类型、飞行器速度、环境温度、环境压力、或压力-高度)是否已经被接收并且是有效的。如果在步骤204确定输入是无效的(例如，没有接收到多个连续更新或者超出范围)，则在步骤206在FADEC中禁用起飞推力限制，并且该条件可以被通告到驾驶舱(例如，通过ARINC)。因此，没有设定起飞推力极限，并且全推力可用于起飞。否则，下一步骤208是根据在步骤202接收的输入来确定飞行器是否处于地面上，并且确定所选择的计算(或校准)空速(CAS)是否在给定的低速阈值之下(例如低于给定的低速阈值)。如本文中所使用的，术语“空速”指代飞行器相对于空气的速度，并且术语“低速”指代低于给定低速阈值的速度。在一个实施例中，给定的低速阈值是80节，然而应当理解，也可以应用其他阈值。

[0053] 如本文中所使用的，术语“所选择的CAS”指代(例如，由FADEC中实施的推力限制逻辑)所考虑用于确定是启用还是禁用起飞推力限制的CAS值。然而，应当理解的是，推力限制逻辑也可以使用真实的或等效的空速、地面速度等。如果飞行器CAS与由EEC(例如，基于从ADSP接收的CAS测量值)所计算的计算CAS一致(例如，在给定容差内与计算CAS相对应)，则

将从飞行器(例如,从ADSP)接收的CAS指示用作所选择的CAS。如果飞行器CAS与由EEC计算的CAS(此处被称为“实际CAS”)不相对应,则推力限制逻辑优先考虑EEC计算CAS,该EEC计算CAS然后用作所选择的CAS。如果在步骤208确定飞行器并非处于地面上,或者所选择的CAS高于(例如,大于或等于)低速阈值,则方法200返回到禁用起飞推力限制的步骤206。否则,方法200进行到允许起飞推力限制的步骤210。

[0054] 在一个实施例中,起飞推力限制可以被进一步禁用,并且全推力可用于所安装的静态推力保证测试的目的,如功能性测试、恢复维修(例如维护)程序等所要求的。在一个实施例中,一旦禁用起飞推力限制,则该起飞推力限制就仅在飞行器处于地面上、所选择的CAS低于低速阈值、或者FADEC复位(例如在发动机停机期间)时才重新启用。以这种方式,可以确保起飞推力限制功能性在每次飞行中仅被激活一次。

[0055] 现在参考图3,启用起飞推力限制的步骤210示意性地包括使用在图2的步骤202所接收的输入来确定飞行器型号(步骤302),确定在选择最大可允许起飞推力中所使用的飞行器速度的最准确值(步骤304),确定外部空气温度(步骤306),和/或确定压力高度(步骤308)。然后在步骤310相应地设定起飞推力极限。应当理解的是,可以在步骤210基于任何合适的输入组合来启用起飞限制。在一个实施例中,起飞推力极限由FADEC应用于推力命令(例如N1命令),其方式为使得起飞推力限制的效果仅通过用于显示推力命令光标的给定指示而在驾驶舱中(例如在N1仪表中)可见。在这个实施例中,其他驾驶舱指示不反映起飞推力限制,并且因此功能性不会受到不利影响。

[0056] 现在参考图4,由于从ADSP接收的CAS(在图2的步骤202接收)在低于给定阈值时可能是无效的和/或不可靠的,因此在一个实施例中,确定飞行器速度的步骤304包括在步骤402确定ADSP CAS是否低于给定阈值。在一个实施例中,给定阈值是50节。然而,应当理解的是,取决于例如飞行器构型和要求,可以应用其他实施例(即,其他阈值)。如果在步骤402确定ADSP CAS高于(例如,大于或等于)给定阈值,则在步骤404使用ADSP CAS来确定飞行器速度。换句话说,ADSP CAS被设定为飞行器速度,并且ADSP CAS的值用作输入以在查找表中寻找推力极限值。否则,如果在步骤402确定ADSP CAS低于给定阈值,则下一步骤406是评估ADSP CAS是否低于第二阈值。在一个实施例中,第二阈值是30节,但是应当理解的是,可以应用其他实施例。如果ADSP CAS低于第二阈值,则在步骤408计算估算CAS。否则,如果ADSP CAS高于第二阈值,则可以使用估算CAS与ADSP CAS之间的插值(例如,线性插值、阶跃变化插值、二次插值、或任何其他合适类型的插值),其中插值由估算CAS管控。然而,应当理解的是,步骤402至408是可选的,并且在一些实施例中可以省略许多步骤。

[0057] 现在参考图5,在步骤408,示意性地基于轮速来估算CAS。为此目的,步骤408包括在步骤502从图2的步骤202接收的轮速值之中选择有效轮速值。在图5中展示的实施例中,选择最小有效轮速值。然而,应该理解,可以应用其他实施例。例如,步骤502可以包括选择最大有效轮速值或平均有效轮速值。实际上可以接收多个轮速指示,并且然后选择有效轮速值来提供轮速的最保守估算。例如,如果相应的标签具有偶校验(even parity),对于预定数量(例如三个)的连续更新没有接收到标签,或者标签不在范围内,则轮速值可能是无效的。尽管在此描述和展示了使用飞行器轮速来计算估算CAS,但是应当理解的是,可以使用任何合适的发动机测量参数(包括但不限于总压、静态/环境压力、和/或温度)来估算CAS。各种源(包括但不限于感测装置、来自全球定位系统(GPS)或惯性参考单元(IRU)的速

度)也可以用于计算估算CAS。

[0058] 然后,在步骤504,将估算CAS计算为有效轮速值(在此称为“所选择的轮速”)和风力调节项(在此称为“风力添加项值”)的加和。如本领域技术人员将理解的,一旦相加,则有效轮速值和风力添加项值就表示真实空速,并且于是应用从真实空速到CAS的预定相关性,来将真实空速转换成CAS调节项。在一个实施例中,风力添加项值是顺风风力添加项值,该顺风风力添加项值考虑了最大顺风风力(例如10节、15节或任何其他合适的值的风力),并校正密度高度效应。在另一个实施例中,风力添加项值是考虑了最大顶风风力的顶风风力添加项值。特别地,因为起飞性能随风力分量而变,所以风力添加项值被用来确保起飞性能可以被适当地调整,以适应在不同风力场景下的操作。例如,对于大于最大顺风风力(例如,大于10节)的顺风风力,FADEC可以输出包括指令的控制信号,以使机组工作程序或后重心(CG)限制得以实施。在一个实施例中,通过查询一个或多个查找表、使用压力-高度测量值、DTISA(即相对于标准大气条件的温度偏差)测量值、以及所选择的轮速作为输入来确定风力添加项值。在一个实施例中,每个查找表根据压力-高度、温度、以及轮速提供风力添加项值。尽管本文参考查找表,但是应当理解的是,可以应用任何其他合适的数据格式。

[0059] 现在参考图6,在第一实施例中,设定起飞推力极限的步骤310包括在每个速度节点处在所选择的起飞推力(由飞行员在起飞时命令)与通过查询一个或多个查找表(步骤602)而确定的起飞推力限制要求之间选择最低值,并且相应地施加推力。一个或多个查找表示意性地存储在存储器中,并根据检索到的飞行器的类型、飞行器的速度、外部空气温度、和/或高度/环境压力来提供起飞推力极限值。查找表中找到的值可以基于被设计成用于推导维持起落架上的载荷所需要的最大推力的模拟模型来推导。模拟模型示意性地是飞行器构型、空气动力学、系统表示、重量和CG、发动机性能瞬态、稳态性能等的实时模型表示。应当理解的是,在查询起飞推力极限查找表时,可以在节点之间进行插值(例如线性插值或其他合适类型的插值)。还应该理解的是,尽管这里参考查找表,但是可以应用任何其他合适的数据格式。

[0060] 图7示出了在每个速度节点(未示出)处基于所选择的起飞推力曲线704和推力限制要求曲线606确定的受限起飞推力曲线702的示意性曲线图700。如在图7中可以看出的,在给定的CAS值708(在图示的实例中大约62节)以下,推力限制要求曲线706在所选择的起飞推力曲线704之下,并且因此受限起飞推力曲线702遵循推力限制要求曲线706。在CAS值708以上,所选择的起飞推力曲线704低于推力限制要求曲线706,并且因此受限起飞推力曲线702遵循所选择的起飞推力曲线704。

[0061] 使用上面参照图6和图7描述的实施例不覆盖大于给定阈值的顺风操作或侧风操作(例如,大于10节的顺风操作或大于20节的侧风操作),从而因此需要受限制的(也称为滚转程序、顺风程序或侧风程序)起飞程序,并且将推力操纵杆角度(TLA)从对于起飞推力(例如,50节)的给定值(例如50%N1)向前推动(timing)。现在参考图8,在第二实施例中,设定起飞推力极限的步骤310包括选择最低推力设定值,该最低推力设定值将确保施加足够的NLG载荷,并遵守侧风和顺风的推进限制。以这种方式,可以允许例如在接合自动油门的情况下进行操作,而不管风力、顺风、或重量和CG条件如何。这可以在起飞、减推力起飞、以及减额定推力起飞时被允许。因此,可以简化起飞程序,并且减少起飞期间推力设定值中的误差,并且优化整体起飞性能。

[0062] 在图8的实施例中，步骤310示意性地包括在步骤802评估飞行器速度(在图3的步骤304确定)是否低于(例如低于或等于)给定阈值(例如50节)。如果不是这种情况，则下一步804使用在每个速度节点处的推力限制要求(例如，在查询以上讨论的起飞推力极限表时确定)。否则，下一个步骤806是在推力限制要求和线性推力增大(或坡升)之中选择每个速度节点处的最低推力，该线性推力增大(或坡升)由从静态下的最低推力到给定阈值(例如50节)时的最大起飞参考值来限定，静态下的最低推力被确定以下各项中的最小值：不期望发动机稳定以便限制由于在高侧风或顺风下操作的发动机极限(例如，发动机失速、喘振或应力)的风险和/或保持在发动机风扇叶片应力极限(例如，在一个实施例中为83％N1)内的推力值；0节下的最大起飞参考值；以及0节下的推力限制要求(例如，如上所讨论的，在查询合适的查找表时确定)。步骤806展示在图9A、图9B和图9C中。

[0063] 图9A展示了根据一个实施例的线性坡升902的示意性曲线图900。线性坡升902由多个推力值904中的最低推力值来限定。特别地，最大可允许静态推力(例如83％N1)下的推力值904_1、0节下的最大起飞参考值904_2、以及推力限制要求904_3之中的最低推力值被用作线性坡升902的起点。在图9A的实例中，最低推力值是最大可允许静态推力值904_1，并且线性坡升902被定义为从推力值904_1开始直到给定阈值(例如50节)下的最大起飞参考推力值906。如在图9A中可以看到的那样，使用线性坡升902允许减弱推力限制要求曲线908中存在的急剧上升。在CAS低于给定阈值时，在每个速度节点处对比线性坡升902与推力限制要求曲线908，并且每个节点处的最低值用于定义新的推力限制要求曲线910，如图9B所示。如在图9C中可以看到的，当CAS高于给定阈值且小于或等于低速阈值时，新的推力限制要求曲线910在每个速度节点处遵循推力限制要求曲线908。

[0064] 应该理解的是，在一些实施例中，起飞推力极限可以根据附加参数来设定，这些附加的参数包括但不限于飞行器的重量、飞行器的重心、风力幅度、和/或风向。特别地，如果飞行器重量、重心、风力幅度、和/或风向超过预定公差，起飞推力限制功能性可以被禁用、调整或调节。

[0065] 现在参考图10，现在将描述用于控制飞行器的起飞推力的系统1000。系统1000示意性地包括推力控制单元1002，该推力控制单元示意性地实施在FADEC(未示出)中。推力控制单元1002与发动机114、116的硬件进行通信，以用于控制其操作，尤其是控制由发动机114、116产生的推力水平。为此目的，推力控制单元10002可以从一个或多个感测装置1004(诸如飞行器和发动机传感器)接收一个或多个输入，并且向发动机114、116输出一个或多个控制信号。应当理解的是，推力控制单元1002也可以从其他合适的装置接收输入，以及从驾驶舱接收输入(例如，飞行员命令)。

[0066] 现在参考图11，推力控制单元1002示意性地实施以上参考图2至图9C描述的方法，并且包括输入模块1102、推力限制模块1104、以及输出模块1106。输入模块1102示意性地接收输入数据(例如，来自感测装置1004的输入)，包括但不限于飞行器类型、飞行器速度、环境温度、环境压力、和/或飞行器是处于地面上还是处于飞行中的指示。在接收到输入数据后，输入模块1102可以确定待由推力限制模块1104使用的输入是否被接收到并且是否是有效的。如上所讨论的，输入模块1102还可以根据输入数据确定飞行器是否处于地面上，以及CAS是否低于给定的低速阈值(例如80节)。如果不满足这些条件，则输入模块1102可以使推力限制功能性被禁用，并向输出模块1106提供相应的指示，以用于输出至任何合适的装置

(例如飞行器显示器等)。例如,可以提供接收到的输入是无效的并且推力限制功能性因此被禁用的指示。在确定满足这些条件时,输入模块1102可以将输入数据传输至推力限制模块1104,以用于计算起飞推力极限。

[0067] 推力限制模块1104示意性地使用从输入模块1102接收的输入数据,来根据上述方法计算起飞推力极限。特别地并且如以上参考图4和图5所讨论的,推力限制模块1104示意性地确定(例如,当ADSP CAS高于给定阈值(例如50节)时使用ADSP CAS,或者当ADSP CAS低于第二阈值(例如30节)时基于轮速估算CAS)待用作输入的速度值,以用于查询存储在存储器中的起飞推力限制需求表格。如以上参考图6和图7所讨论的,在一个实施例中,推力限制模块1104然后通过在所选择的起飞推力与在查询推力限制表后获得的推力限制要求之间选择最低推力值来设定推力极限值。如上参考图8至图9C所讨论的,在另一个实施例中,推力限制模块1104在飞行器速度低于给定阈值时通过使用每个速度节点处的推力限制要求来设定推力极限值,否则通过每个速度节点处选择推力限制要求与从静态下的最低推力到最大起飞参考值的线性坡升之中的最低推力来设定推力极限值。推力限制模块1104然后将起飞推力极限值应用于N1命令,并将相应的控制信号发送到输出模块1106,以用于在任何合适的输出装置(例如,飞行器显示器)上呈现。例如,输出模块11006可以使命令光标与N1命令一起显示,该命令光标指示起飞推力极限,并因此指示起飞推力水平的上限位置。

[0068] 参考图12,推力控制单元(图10的附图标记1002)可以由计算装置1200实施,该计算装置包括处理单元1202和存储器1204,该存储器具有存储在其中的计算机可执行指令1206。处理单元1202可以包括任何合适的装置,这些装置被配置成用于使一系列步骤得以执行以便实施本文描述的方法,使得指令1206在被计算装置1200或其他可编程设备执行时,可以使本文描述的方法中所指定的功能/动作/步骤得以执行。处理单元1202可以包括例如任何类型的通用微处理器或微控制器、数字信号处理(DSP)处理器、中央处理单元(CPU)、集成电路、现场可编程门阵列(FPGA)、可重配置处理器、其他适当编程或可编程逻辑电路、或其任意组合。

[0069] 存储器1204可以包括任何合适的已知机器可读存储介质或其他机器可读存储介质。存储器1204可以包括非暂时性计算机可读的存储介质,例如但不限于电子、磁、光、电磁、红外、或半导体的系统、设备、或装置,或以上的任何合适的组合。存储器1204可以包括位于装置内部或外部的任何类型的计算机存储器的合适的组合,例如随机存取存储器(RAM)、只读存储器(ROM)、光碟只读存储器(CDROM)、电光存储器、磁光存储器、可擦除可编程只读存储器(EPROM)、以及电可擦除可编程只读存储器(EEPROM)、铁电随机存取存储器(FRAM)等。存储器1204可以包括适用于可检索地存储处理单元1202可执行的计算机可执行指令1206的任何存储器件(例如装置)。

[0070] 本文描述的方法和系统可以以高级过程语言或面向对象的编程语言或脚本语言或它们的组合来实施,以与计算机系统(例如计算装置1200)通信或有助于其操作。可替代地,本文所描述的方法和系统可以以汇编语言或机器语言实施。该语言可以是编译语言或解释语言。用于实施本文所描述的方法和系统的程序代码可以存储在存储介质或装置上,例如ROM、磁盘、光盘、闪速驱动器或任何其他合适的存储介质或装置。程序代码可以由通用或专用可编程计算机可读取,以用于在存储介质或装置被计算机读取时配置和操作计算机以执行本文所描述的过程。本文描述的方法和系统的实施例也可以被认为是通过其上存储

有计算机程序的非暂时性计算机可读存储介质来实施的。计算机程序可以包括计算机可读指令，这些指令使得计算机，或者更具体地使得计算机的至少一个处理单元，以特定的和预定义的方式操作，以执行本文所描述的功能。

[0071] 计算机可执行指令可以呈多种形式，包括由一台或多台计算机或其他装置执行的程序模块。一般而言，程序模块包括执行特定的任务或实施特定的抽象数据类型的例程、程序、对象、组件、数据结构等。典型地，在各种实施例中，程序模块的功能性可以根据需要组合或分布。

[0072] 本文所披露的方法和系统的各个方面可以单独使用、组合使用，或以前述内容中描述的实施例中未具体讨论的各种布置使用，并且因此在其应用方面不限于前述描述中阐述或附图中展示的组件的细节和布置。例如，一个实施例中描述的各方面可以以任何方式与其他实施例中描述的各方面相结合。尽管已经示出和描述了特定的实施例，但是对于本领域技术人员来说显而易见的是，在不脱离本发明的情况下，可以在其更广泛的方面进行改变和修改。此外，以下权利要求的范围不应受实例中阐述的优选实施例的限制，而应给出与整个说明书一致的最广泛的合理解释。

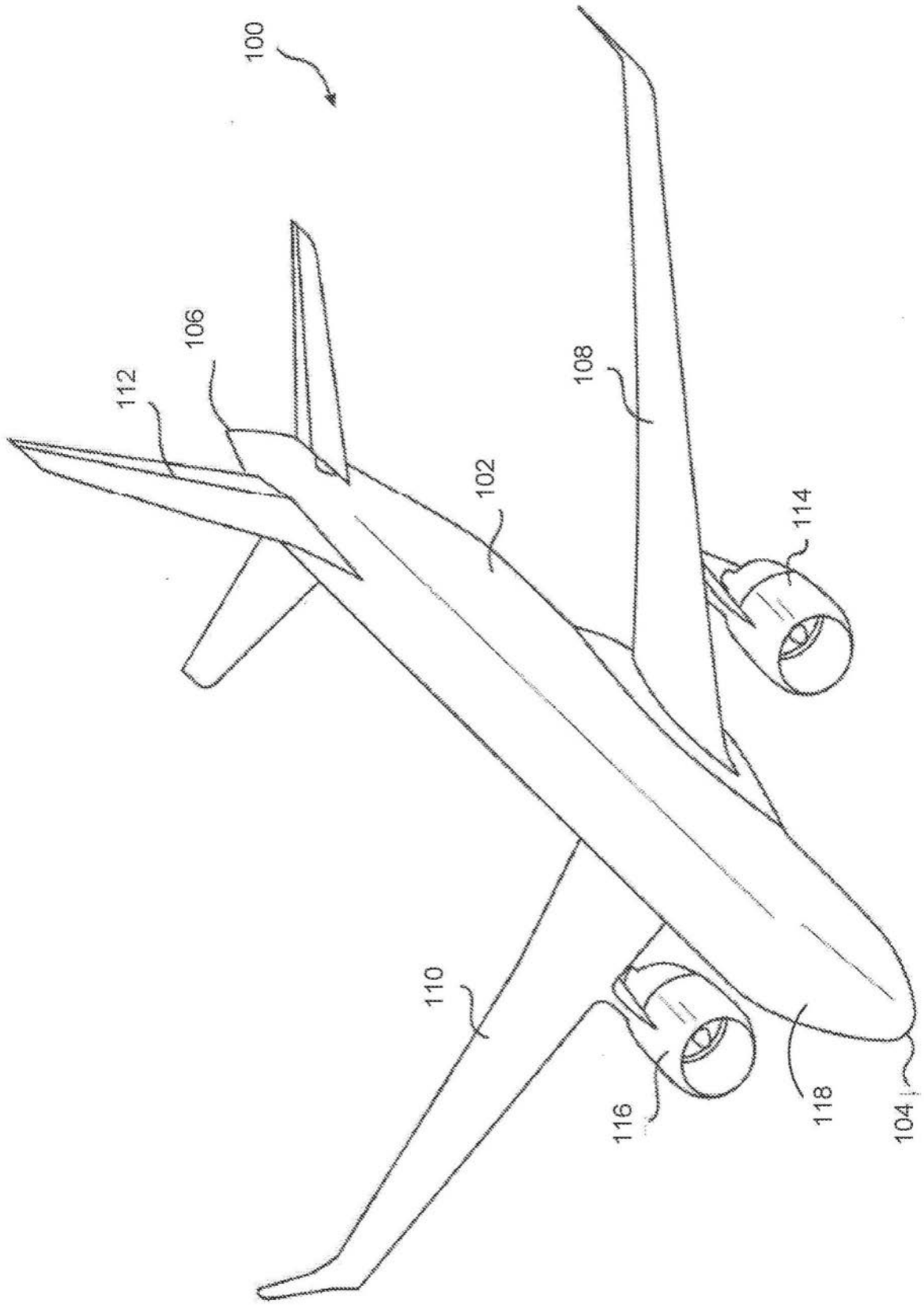


图1

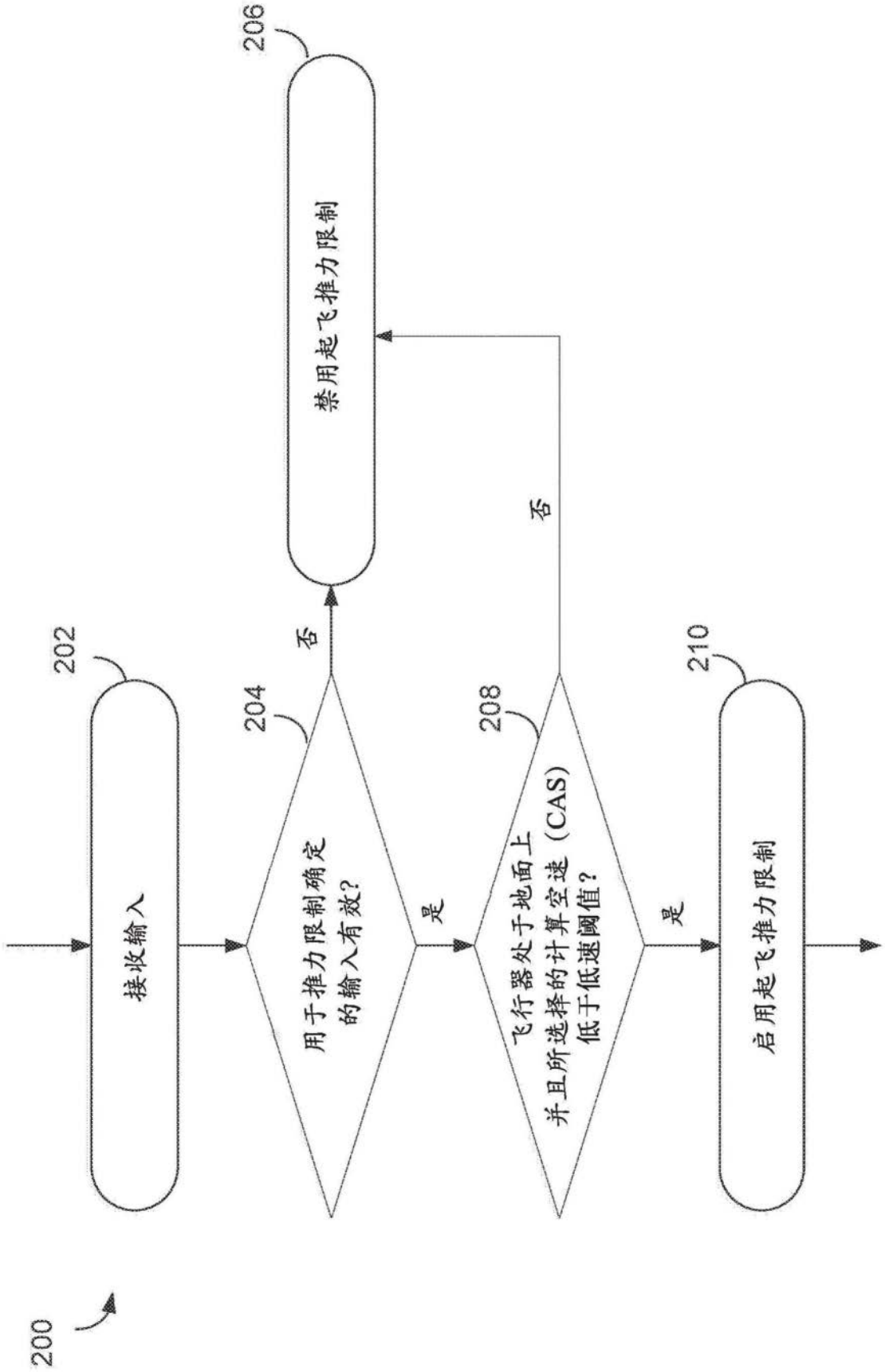

200
202
接收输入
204
用于推力限制确定的输入有效?
否
是
206
禁用起飞推力限制
208
飞行器处于地面上并且所选择的计算空速（CAS）低于低速阈值?
否
是
210
启用起飞推力限制

图2

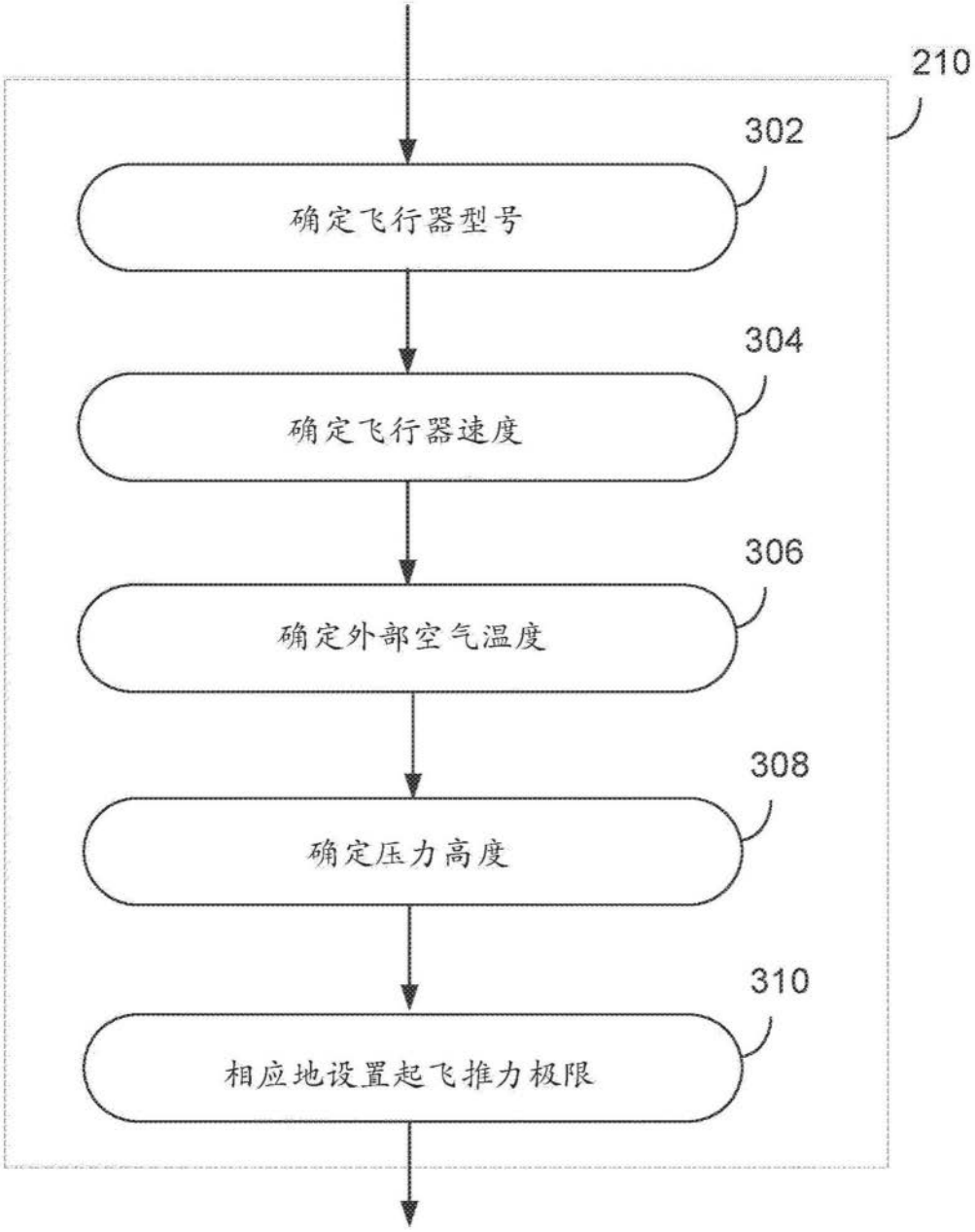

210
302
确定飞行器型号
304
确定飞行器速度
306
确定外部空气温度
308
确定压力高度
310
相应地设置起飞推力极限

图3

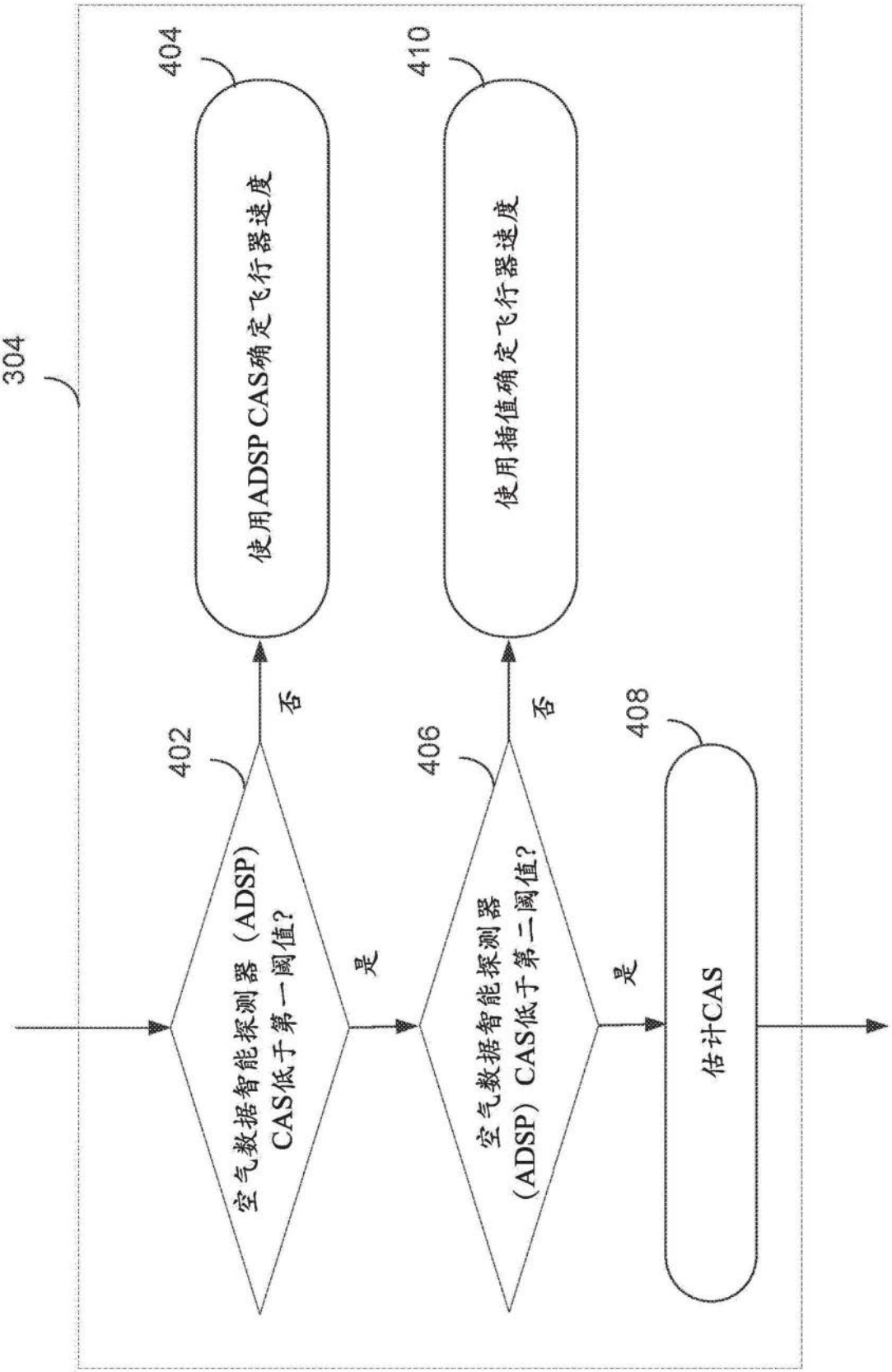

304
404
使用ADSP CAS确定飞行器速度
410
使用插值确定飞行器速度
402
空气数据智能探测器（ADSP）CAS低于第一阈值?
否
是
406
空气数据智能探测器（ADSP）CAS低于第二阈值?
否
是
408
估计CAS

图4

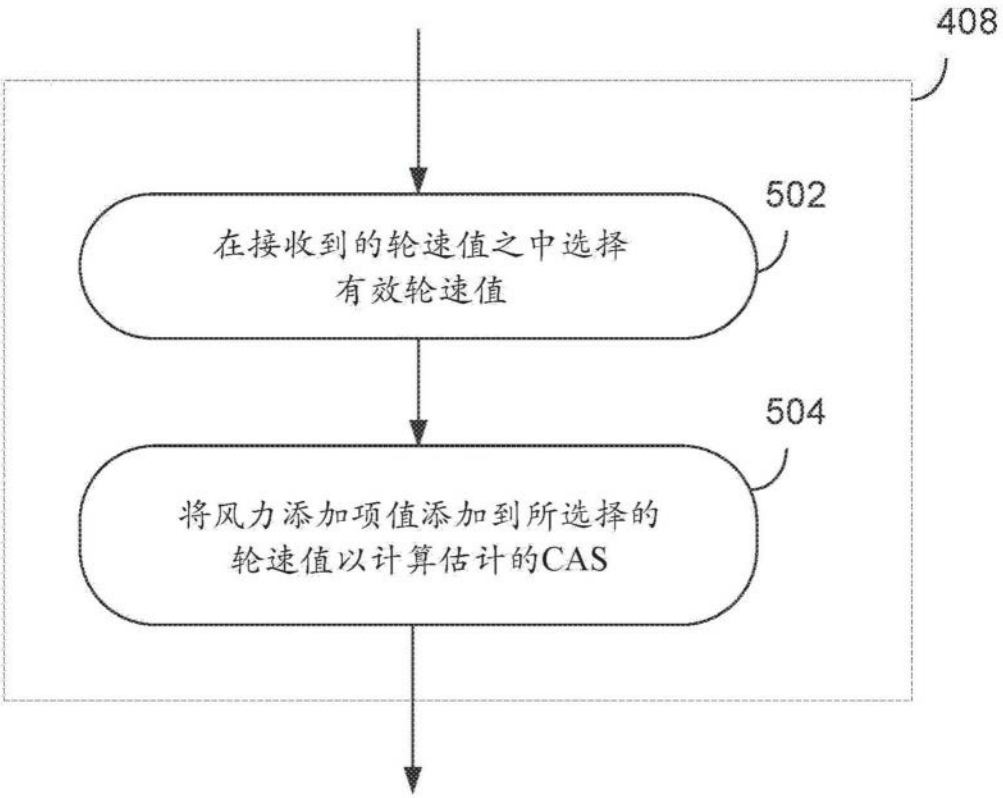

408
502
在接收到的轮速值之中选择
有效轮速值
504
将风力添加项值添加到所选择的
轮速值以计算估计的CAS

图5

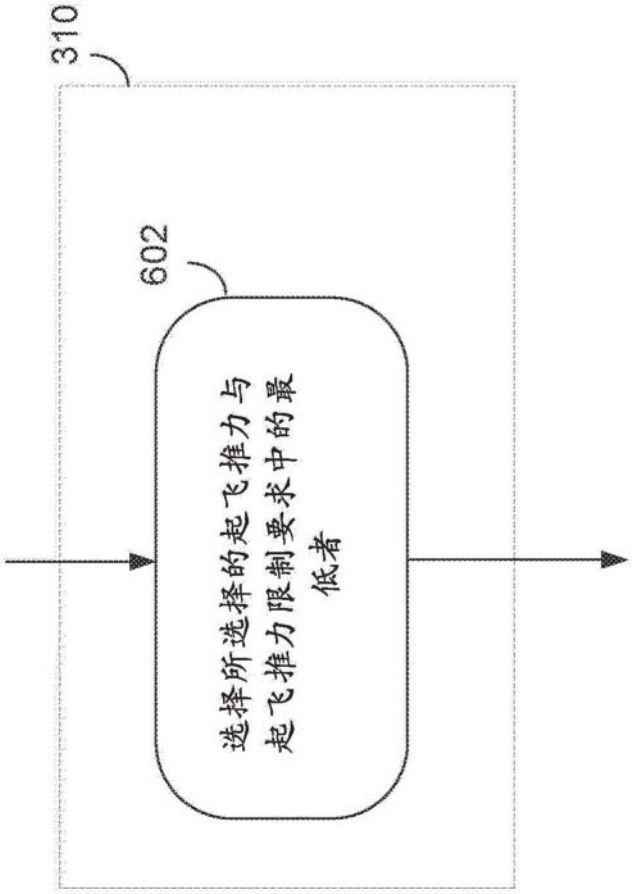


图6

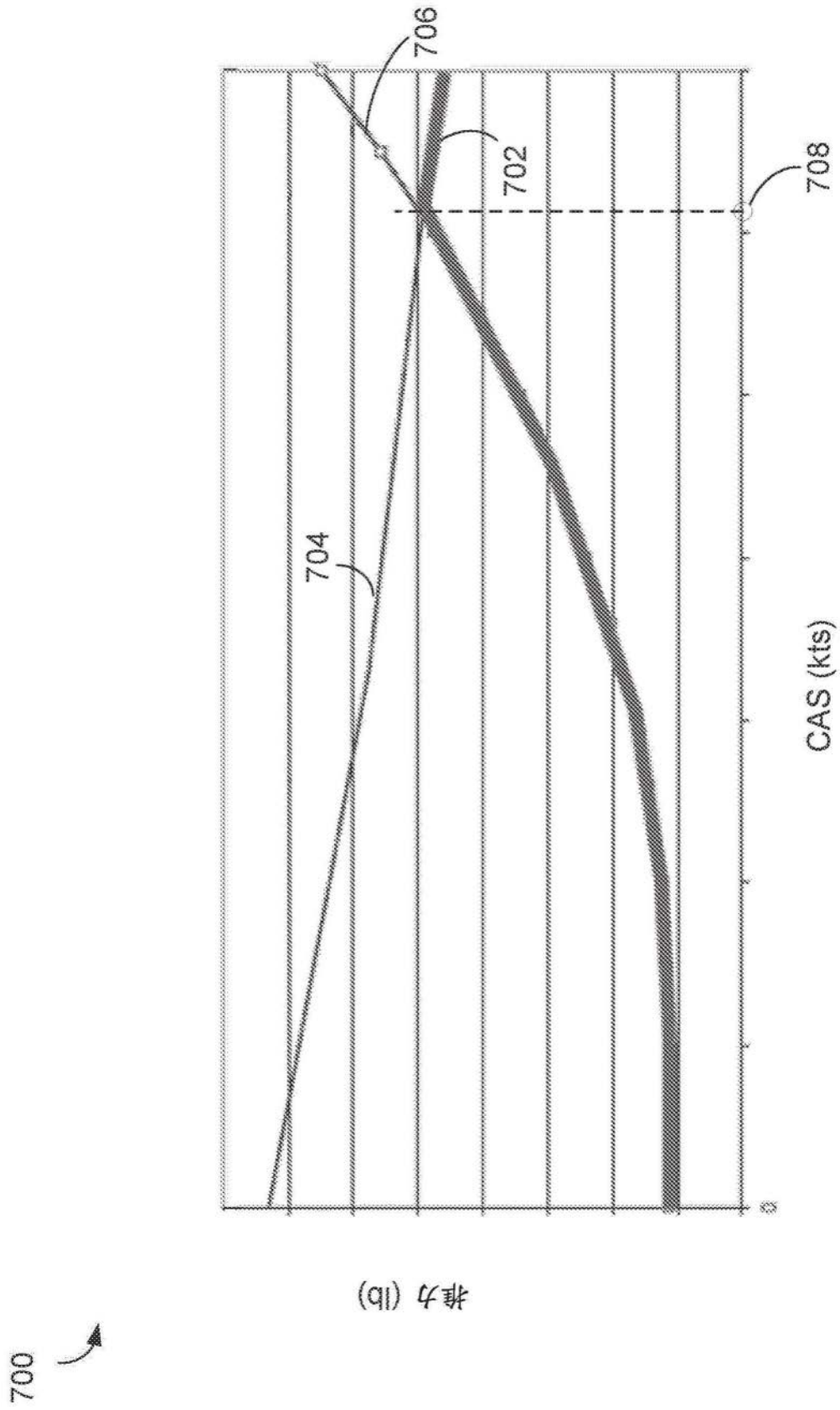


图7

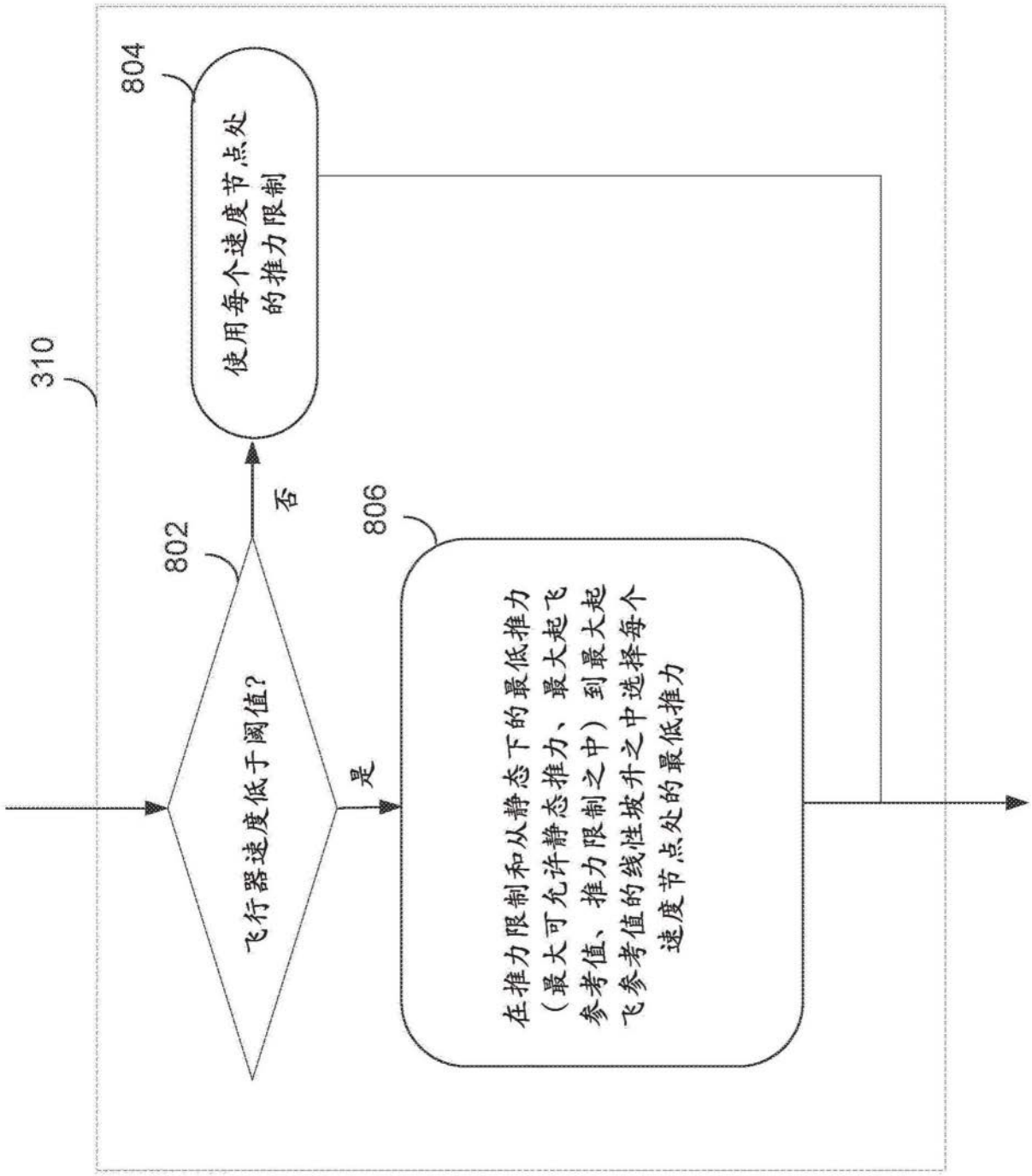

310
804
使用每个速度节点处的推力限制
802
飞行器速度低于阈值?
否
是
806
在推力限制和从静态下的最低推力（最大可允许静态推力、最大起飞参考值、推力限制之中）到最大起飞参考值的线性地升之中选择每个速度节点处的最低推力

图8

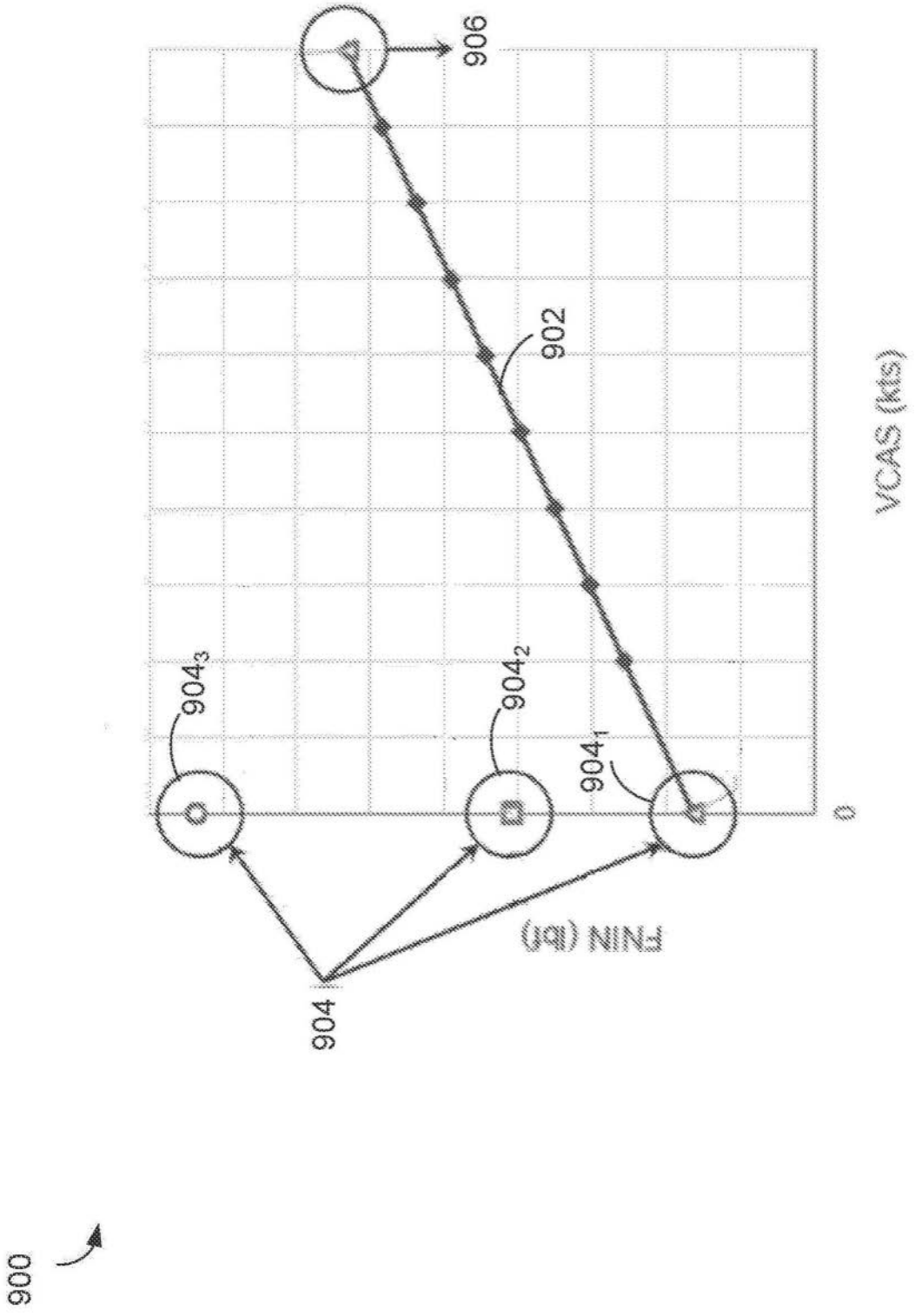


图9A

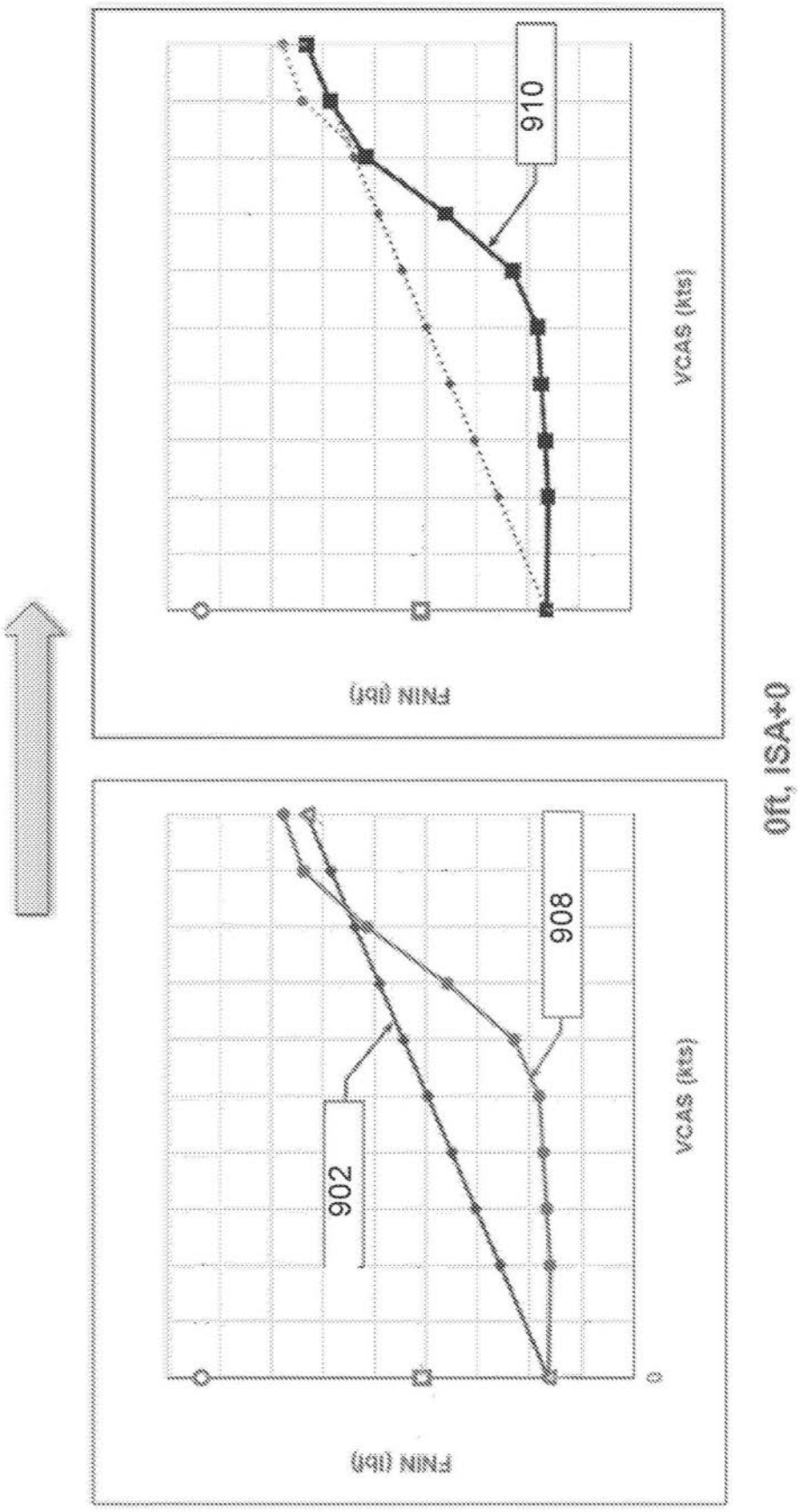


图9B

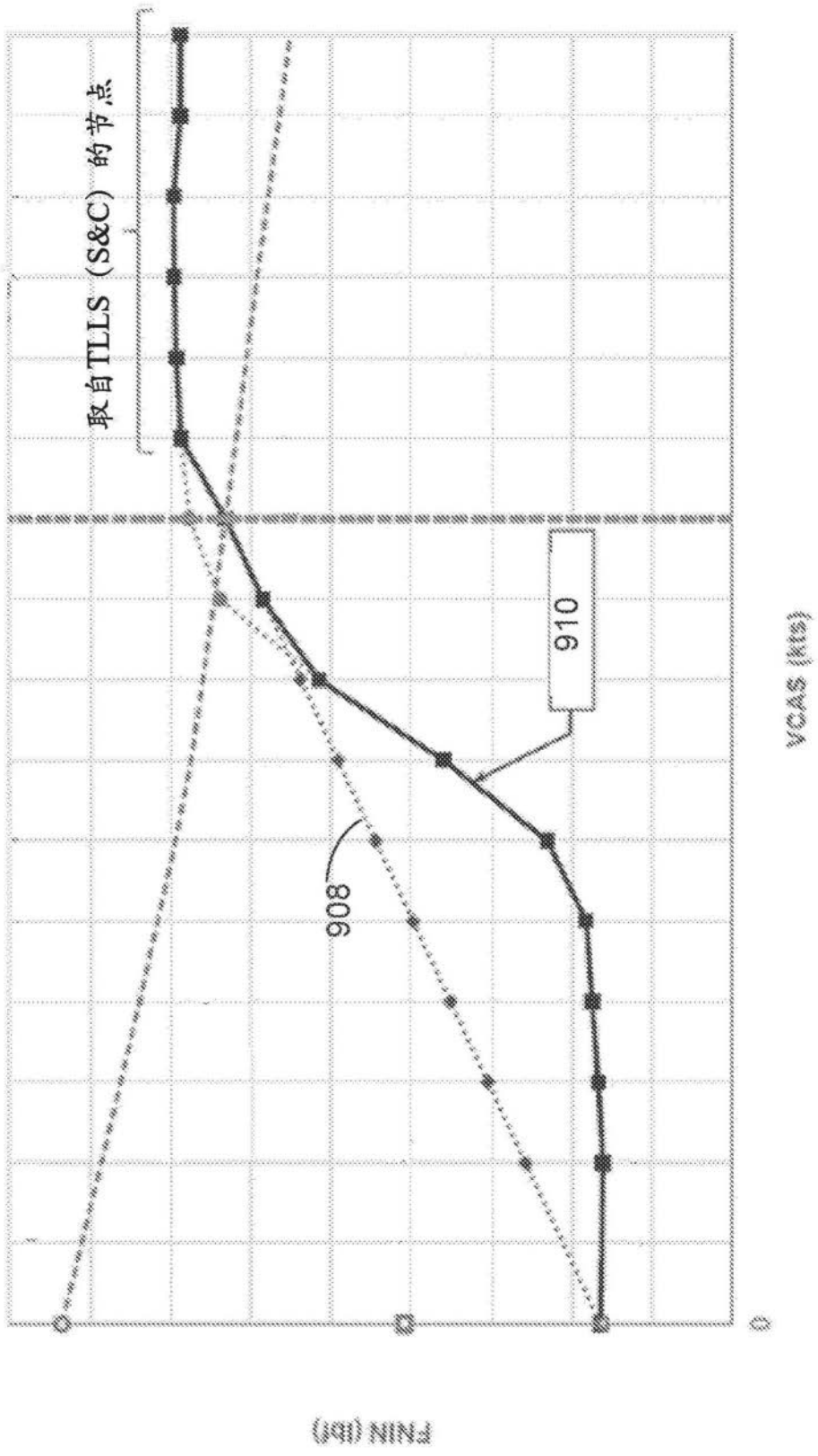


图9C

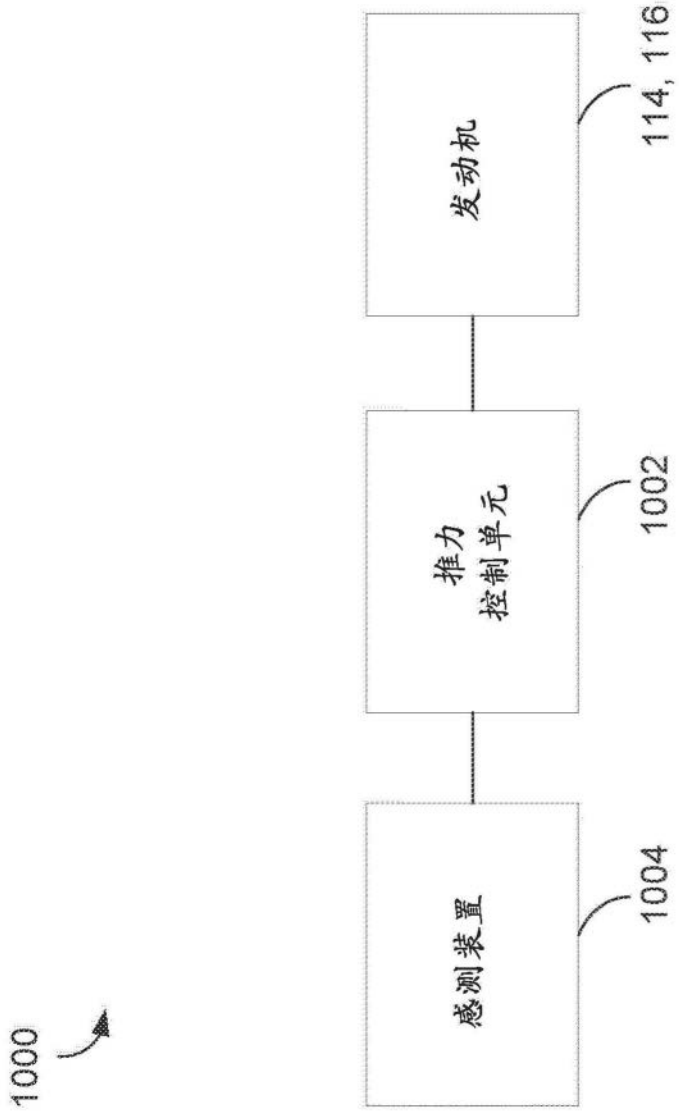


图10

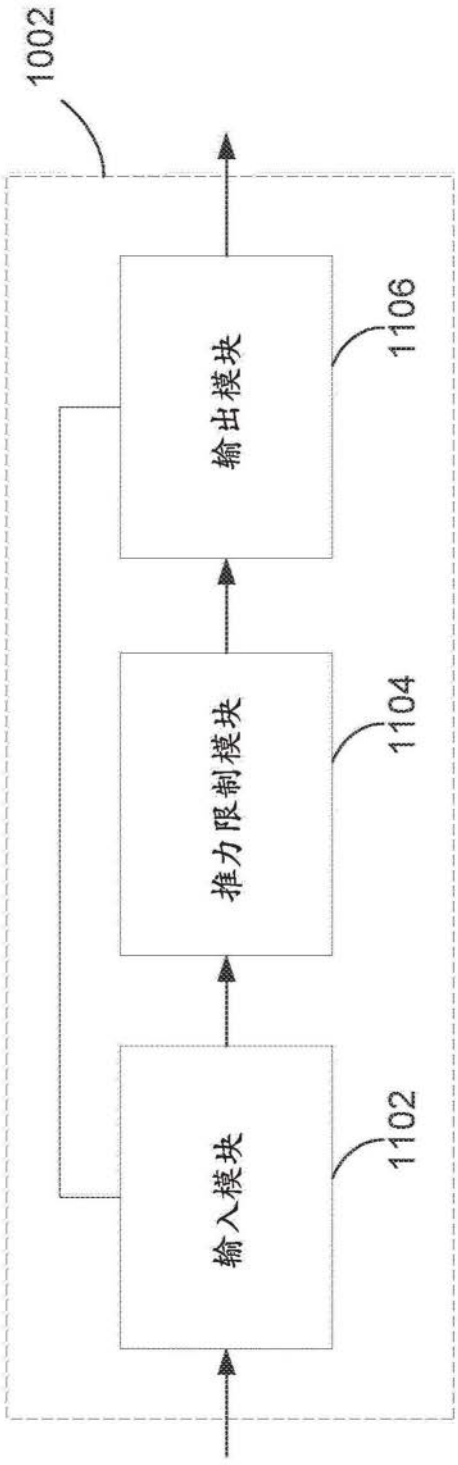


图11



图12