



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113335552 B

(45) 授权公告日 2023.07.07

(21) 申请号 202110608229.3

(22) 申请日 2021.06.01

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 113335552 A

(43) 申请公布日 2021.09.03

(73) 专利权人 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所

地址 110035 辽宁省沈阳市皇姑区塔湾街
40号

(72) 发明人 王允辉 刘茂汉 施明健 张鹏

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

专利代理人 刘传准

(51) Int.Cl.

B64F 5/00 (2017.01)

(56) 对比文件

CN 103748587 A, 2014.04.23

CN 104317996 A, 2015.01.28

CN 109711008 A, 2019.05.03

US 2003197097 A1, 2003.10.23

US 2009292405 A1, 2009.11.26

US 2011180672 A1, 2011.07.28

索欣诗等.翼身融合布局大型客机的重心分析.航空计算技术.2017,第47卷(第4期),第67-71页.

审查员 倪芳原

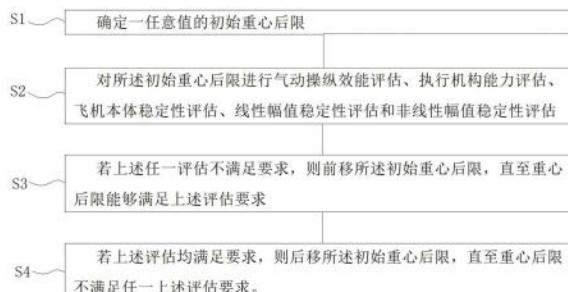
权利要求书2页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法

(57) 摘要

本申请提供了一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法，包括：确定一任意值的初始重心后限；对所述初始重心后限进行气动操纵效能评估、执行机构能力评估、飞机本体稳定性评估、线性幅值稳定性评估和非线性幅值稳定性评估；若上述任一评估不满足要求，则前移所述初始重心后限，直至重心后限能够满足上述评估要求；若上述评估均满足要求，则后移所述初始重心后限，直至重心后限不满足任一上述评估要求。本申请所提供的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法能够针对无尾飞翼布局飞机的特殊性对重心后限进行评估，且能够全面的评估飞机重心后限下的操纵性、稳定性及飞行安全性。



1. 一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,所述方法包括:
确定一任意值的初始重心后限;
对所述初始重心后限进行气动操纵效能评估、执行机构能力评估、飞机本体稳定性评估、线性幅值稳定性评估和非线性幅值稳定性评估;
若上述任一评估不满足要求,则前移所述初始重心后限,直至重心后限能够满足上述评估要求;
若上述评估均满足要求,则后移所述初始重心后限,直至重心后限不满足任一上述评估要求。
2. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,对所述初始重心后限进行气动操纵效能的评估过程包括:
在最大允许迎角范围内和重心后限条件下,飞机下俯操纵力矩能够防止飞机在滚转时迎角出现发散趋势,并能够使飞机从较大迎角状态恢复至较小迎角状态,下俯恢复力矩产生的俯仰加速度不小于预定值。
3. 如权利要求2所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,俯仰加速度的预定值为 0.4rad/s^2 。
4. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,对所述初始重心后限进行执行机构能力的评估过程包括:
在飞行包线内和重心后限条件下,操纵面偏转速率和铰链力矩能够在所有迎角和侧滑角组合范围内保证飞行安全。
5. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,对所述初始重心后限进行飞机本体稳定性的评估过程包括:
在飞行包线和允许迎角范围内及重心后限条件下,飞机本体纵向短周期发散的倍幅时间应不小于第一预定时间,飞机本体横航向模态分母传递函数发散根最大倍幅时间应不小于第二预定时间。
6. 如权利要求5所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,所述第一预定时间和第二预定时间均为400ms。
7. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,对所述初始重心后限进行线性幅值稳定性的评估过程包括:
在飞行包线内和重心后限条件下,飞机增稳后的模态特性应满足如下要求:
 - a) 俯仰短周期阻尼比、频率在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求,在允许飞行包线范围内应至少满足三级飞行品质要求;
 - b) 俯仰控制增稳回路稳定储备满足幅值储备大于预定值,相位储备大于预定角度要求;
 - c) 荷兰滚模态阻尼比、频率在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求;在允许飞行包线范围内至少满足三级飞行品质要求;
 - d) 滚转模态时间常数在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求;在允许飞行包线范围内至少满足三级飞行品质要求;
 - e) 滚转偏航控制增稳回路稳定储备满足幅值储备大于预定值,相位储备大于预定角度要求。

8. 如权利要求7所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,幅值储备的预定值为 $\pm 6\text{dB}$,相位储备的预定角度为45度。

9. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,对所述初始重心后限进行非线性幅值稳定性的评估过程包括:

在飞行包线内和重心后限条件下,增稳后的飞机加入大幅值指令或大幅值扰动,不出现如下发散响应:

a) 连续加入至少N个周期“ $1-\cos$ ”型垂向全波离散突风,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

b) 加入至少N个周期正弦形式的法向过载指令,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

c) 连续加入至少N个周期“ $1-\cos$ ”型侧向全波离散突风,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

d) 加入至少5个周期正弦形式的滚转角速率指令,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散。

10. 如权利要求1所述的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,其特征在于,所述重心后限的移动颗粒度为0.5。

一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法

技术领域

[0001] 本申请属于飞行控制技术领域,特别涉及一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法。

背景技术

[0002] 飞机在设计时,为了保证飞机的操纵性、稳定性及控制可行性,飞机的重心应约束在一定范围内,即重心允许范围。现代飞机为了追求更高的飞行性能及操纵敏捷性,纵向往往采用放宽静稳定设计,通过将重心设计在焦点之后,以达到静不安定状态。飞机在设计过程中,重心后限作为确保飞机飞行安全的重要指标应通过严格、全面的评估后确定。

[0003] 如图1和图2所示,飞翼布局飞机作为一种先进布局结构的飞机,其非常规布局特点决定了飞机的操纵稳定性与传统布局的飞机具有较大的区别,而无尾飞翼布局航向静不安定的特点使得飞机稳定性进一步恶化,带来了更大的控制难度和失控的风险。重心作为影响飞机稳定性关键参数,其后限的确定决定了无尾飞翼布局飞机的飞行安全及飞行品质。

发明内容

[0004] 本申请的目的是提供了一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,以解决或减轻上述至少一个问题。

[0005] 本申请提供的技术方案是:一种无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法,所述方法包括:

[0006] 确定一任意值的初始重心后限;

[0007] 对所述初始重心后限进行气动操纵效能评估、执行机构能力评估、飞机本体稳定性评估、线性幅值稳定性评估和非线性幅值稳定性评估;

[0008] 若上述任一评估不满足要求,则前移所述初始重心后限,直至重心后限能够满足上述评估要求;

[0009] 若上述评估均满足要求,则后移所述初始重心后限,直至重心后限不满足任一上述评估要求。

[0010] 进一步的,对所述初始重心后限进行气动操纵效能的评估过程包括:

[0011] 在最大允许迎角范围内和重心后限条件下,飞机下俯操纵力矩能够防止飞机在滚转时迎角出现发散趋势,并能够使飞机从较大迎角状态恢复至较小迎角状态,下俯恢复力矩产生的俯仰加速度不小于预定值。

[0012] 在上述实施方式中,俯仰加速度的预定值为 0.4rad/s^2 。

[0013] 进一步的,对所述初始重心后限进行执行机构能力的评估过程包括:

[0014] 在飞行包线内和重心后限条件下,操纵面偏转速率和铰链力矩能够在所有迎角和侧滑角组合范围内保证飞行安全。

[0015] 进一步的对所述初始重心后限进行飞机本体稳定性的评估过程包括:

[0016] 在飞行包线和允许迎角范围内及重心后限条件下,飞机本体纵向短周期发散的倍幅时间应不小于第一预定时间,飞机本体横航向模态分母传递函数发散根最大倍幅时间应不小于第二预定时间。

[0017] 在上述实施方式中,所述第一预定时间和第二预定时间均为400ms。

[0018] 进一步的,对所述初始重心后限进行线性幅值稳定性的评估过程包括:

[0019] 在飞行包线内和重心后限条件下,飞机增稳后的模态特性应满足如下要求:

[0020] a) 俯仰短周期阻尼比、频率在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求,在允许飞行包线范围内应至少满足三级飞行品质要求;

[0021] b) 俯仰控制增稳回路稳定储备满足幅值储备大于预定值,相位储备大于预定角度要求;

[0022] c) 荷兰滚模态阻尼比、频率在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求;在允许飞行包线范围内至少满足三级飞行品质要求;

[0023] d) 滚转模态时间常数在使用飞行包线范围内满足一级飞行品质要求;在允许飞行包线范围内至少满足三级飞行品质要求;

[0024] e) 滚转偏航控制增稳回路稳定储备满足幅值储备大于预定值,相位储备大于预定角度要求。

[0025] 在上述实施方式中,幅值储备的预定值为 $\pm 6\text{dB}$,相位储备的预定角度为45度。

[0026] 进一步的,对所述初始重心后限进行非线性幅值稳定性的评估过程包括:

[0027] 在飞行包线内和重心后限条件下,增稳后的飞机加入大幅值指令或大幅值扰动,不出现如下发散响应:

[0028] a) 连续加入至少N个周期“1-cos”型垂向全波离散突风,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

[0029] b) 加入至少N个周期正弦形式的法向过载指令,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

[0030] c) 连续加入至少N个周期“1-cos”型侧向全波离散突风,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散;

[0031] d) 加入至少5个周期正弦形式的滚转角速率指令,飞机不由于操纵效能不足而导致响应发散。

[0032] 进一步的,所述重心后限的移动颗粒度为0.5。

[0033] 本申请所提供的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法能够针对无尾飞翼布局飞机的特殊性对重心后限进行评估,且能够全面的评估飞机重心后限下的操纵性、稳定性及飞行安全性。

附图说明

[0034] 为了更清楚地说明本申请提供的技术方案,下面将对附图作简单地介绍。显而易见地,下面描述的附图仅仅是本申请的一些实施例。

[0035] 图1为无尾飞翼布局飞机重心与操纵面之间的力臂示意图。

[0036] 图2为常规布局飞机重心与操纵面之间的力臂示意图。

[0037] 图3为本申请的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法流程图。

[0038] 图4为本申请中施加的“ $1-\cos$ ”型波形示意图。

具体实施方式

[0039] 为使本申请实施的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合本申请实施例中的附图,对本申请实施例中的技术方案进行更加详细的描述。

[0040] 为了实现对无尾飞翼布局飞机重心后限进行评估,本申请提供了一种无尾飞翼布局飞机的重心后限的确定方法。

[0041] 如图3所示,本申请的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法包括如下步骤:

[0042] S1、确定一任意值的初始重心后限;

[0043] S2、对初始重心后限进行气动操纵效能评估、执行机构能力评估、飞机本体稳定性评估、线性幅值稳定性评估和非线性幅值稳定性评估;

[0044] S3、若上述任一评估不满足要求,则前移初始重心后限,直至重心后限能够满足上述评估要求;

[0045] S4、若上述评估均满足要求,则后移初始重心后限,直至重心后限不满足任一上述评估要求。

[0046] 其中,上述的气动操纵效能评估、执行机构能力评估、飞机本体稳定性评估、线性幅值稳定性评估和非线性幅值稳定性评估具体过程如下:

[0047] 1、气动操纵效能评估

[0048] 在最大允许迎角范围内和重心后限条件下,飞机下俯操纵力矩能够防止飞机在滚转时迎角出现发散趋势(稳定轴滚转角速率 $\leq 15^{\circ}/s$),并能够使飞机从大迎角状态迅速恢复至小迎角状态,下俯恢复力矩产生的俯仰加速度不小于预定值。在本申请一实施例中,该俯仰加速度预定值为 0.4rad/s^2 。

[0049] 其中,上述过程可在运动学仿真模型或方程组中,通过调整重心后限情况下得到下俯恢复力矩产生的俯仰加速度。

[0050] 2、执行机构能力评估

[0051] 飞行包线内和重心后限条件下,操纵面偏转速率和铰链力矩的能力,应足以在所有可达到的迎角和侧滑角组合范围内保证安全。

[0052] 其中,上述过程可通过仿真得到。

[0053] 3、飞机本体稳定性评估

[0054] 飞行包线和允许迎角范围内以及重心后限条件下,飞机本体纵向短周期发散的倍幅时间应不小于第一预定时间,本体横航向模态分母传递函数发散根最大倍幅时间应不小于第二预定时间。在本申请一实施例中,上述第一预定时间和第二预定时间均为400ms。

[0055] 其中,上述过程可通过运动学数学模型计算得到。

[0056] 4、线性稳定性评估

[0057] 在飞行包线内和重心后限条件下,飞机增稳后的模态特性应满足相关飞行品质要求,稳定储备应满足相关要求,具体如下:

[0058] a) 俯仰短周期阻尼比、频率在使用飞行包线范围内应满足一级飞行品质要求,在允许飞行包线范围内应至少满足三级飞行品质(国军标185-86)要求;

[0059] b) 俯仰控制增稳回路稳定储备应满足幅值储备大于预定值,相位储备大于预定角

度要求；

[0060] c) 荷兰滚模态阻尼比、频率在使用飞行包线范围内应满足一级飞行品质要求；在允许飞行包线范围内应至少满足三级飞行品质要求；

[0061] d) 滚转模态时间常数在使用飞行包线范围内应满足一级飞行品质要求；在允许飞行包线范围内应至少满足三级飞行品质要求；

[0062] e) 滚转偏航控制增稳回路稳定储备应满足幅值储备大于预定值，相位储备大于预定角度要求；

[0063] 在本申请一实施例中，幅值储备预定值为 $\pm 6\text{dB}$ ，相位储备预定角度为45度。

[0064] 其中，上述过程可通过运动学数学模型计算得到。

[0065] 5、非线性稳定性评估考核要求

[0066] 在飞行包线内和重心后限条件下，增稳后的飞机加入大幅值指令或大幅值扰动，不应出现发散的响应，具体如下：

[0067] a) 连续加入至少5次“ $1-\cos$ ”型垂向全波离散突风，参见图4所示，飞机不应由于操纵效能不足而导致响应发散；

[0068] b) 加入至少5个周期正弦形式的法向过载指令（幅值取最大法向过载数值），飞机不应由于操纵效能不足而导致响应发散；

[0069] c) 连续加入至少5次“ $1-\cos$ ”型侧向全波离散突风，飞机不应由于操纵效能不足而导致响应发散；

[0070] d) 加入至少5个周期正弦形式的滚转角速率指令（幅值取最大滚转角速率数值），飞机不应由于操纵效能不足而导致响应发散。

[0071] 其中，上述过程可通过仿真得到。

[0072] 最后，在步骤S4中，重心后限的移动颗粒度（或称步长）为0.5。

[0073] 本申请提供的无尾飞翼布局飞机重心后限的确定方法能够针对无尾飞翼布局飞机的特殊性对重心后限进行评估，能够全面的评估飞机重心后限下的操纵性、稳定性及飞行安全性，通过此方法能够确定满足飞行品质要求的重心后限，能够指导无尾飞翼布局飞机相关参数的设计，其具有极高的工程应用价值。

[0074] 以上所述，仅为本申请的具体实施方式，但本申请的保护范围并不局限于此，任何熟悉本技术领域的技术人员在本申请揭露的技术范围内，可轻易想到的变化或替换，都应涵盖在本申请的保护范围之内。因此，本申请的保护范围应以所述权利要求的保护范围为准。

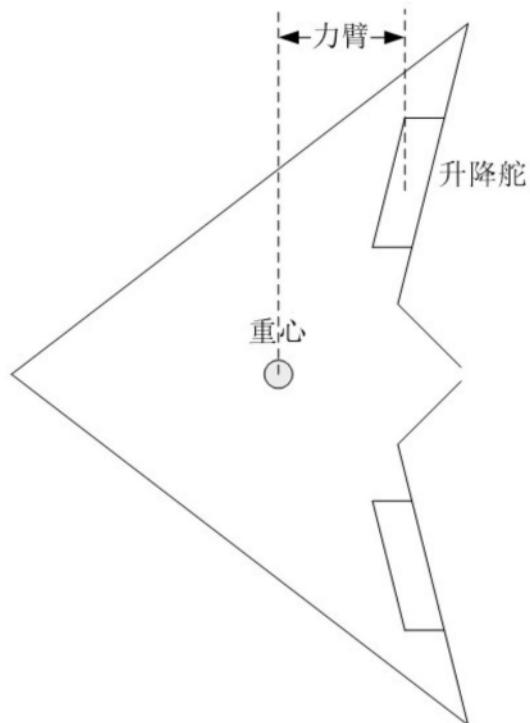


图1

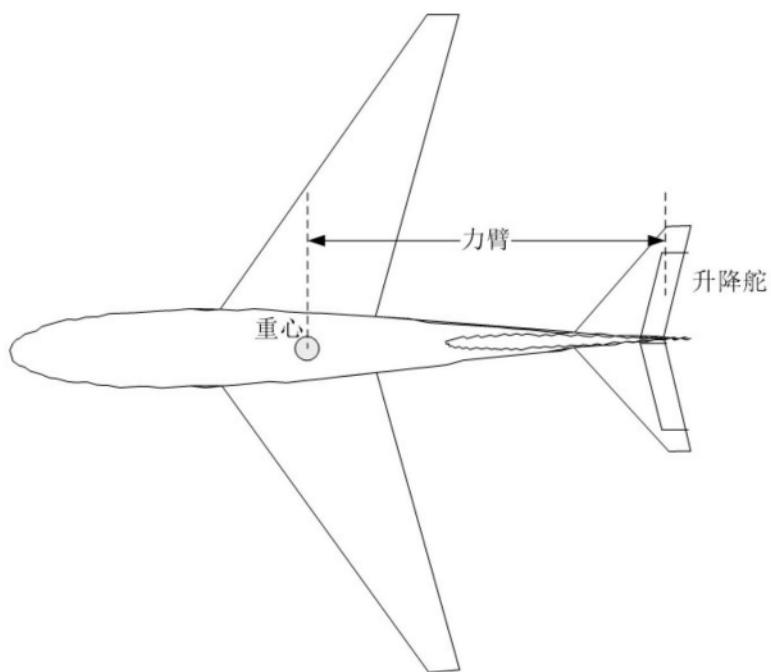


图2



图3

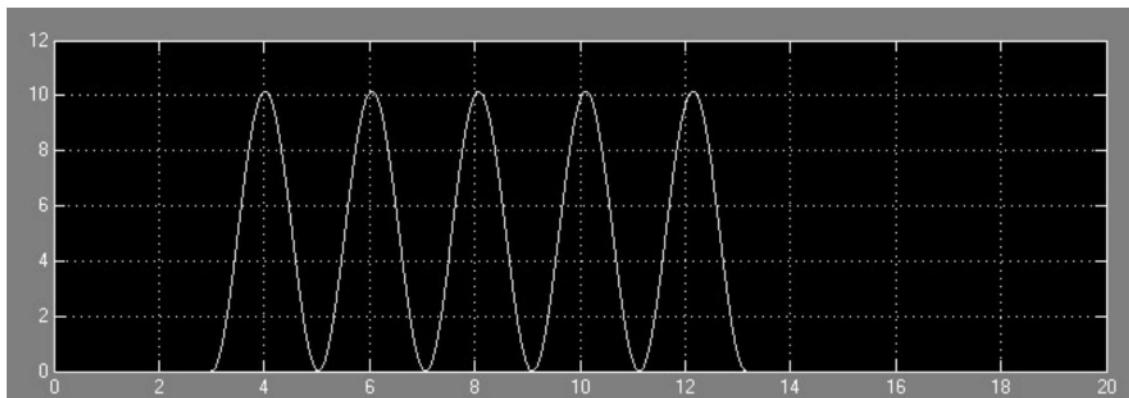


图4