



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111881632 B

(45) 授权公告日 2024. 04. 02

(21) 申请号 202010749091.4

CN 109033628 A, 2018.12.18

(22) 申请日 2020.07.30

US 2018218621 A1, 2018.08.02

(65) 同一申请的已公布的文献号

吉洪蕾;赵辉;陈仁良;吴文韬.基于直升机舰面起降动态仿真的风限图计算.航空学报.2018,(11),全文.

申请公布号 CN 111881632 A

(43) 申请公布日 2020.11.03

黄斌;郝桐;赵启兵;何巍.基于CFD的舰载直升机起降理论风限图研究.船舶工程.2020,(05),全文.

(73) 专利权人 南京航空航天大学

地址 210001 江苏省南京市秦淮区御道街29号

(72) 发明人 徐国华 史勇杰 张弛

(74) 专利代理机构 北京高沃律师事务所 11569

专利代理师 王立普

吉洪蕾;陈仁良;李攀.耦合POD重构舰面流场的直升机舰面起降数值模拟.航空学报.(03),全文.

(51) Int. Cl.

G06F 30/28 (2020.01)

孟晓伟;徐国华;史勇杰;黄斌.基于CFD与飞行动力学耦合方法的舰载直升机着舰平衡分析.南京航空航天大学学报.2016,(02),全文.

G06F 111/04 (2020.01)

倪先平,朱国民,梅彬.直升机飞行动力学模型的验模方法研究.飞行力学.2002,(03),全文.

G06F 111/10 (2020.01)

孙文胜,高正,辛宏.飞行甲板流场研究及风限图计算.南京航空航天大学学报(英文版).1995,(01),全文.

G06F 113/08 (2020.01)

G06F 119/14 (2020.01)

(56) 对比文件

CN 105302126 A, 2016.02.03

审查员 司淼淼

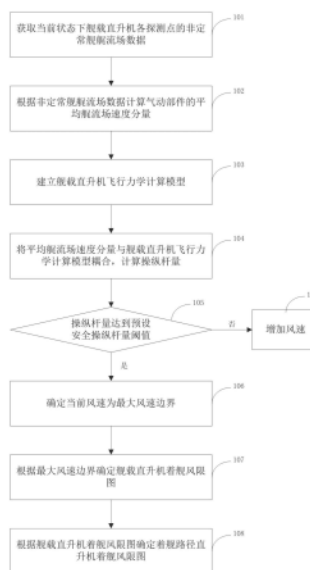
权利要求书4页 说明书12页 附图6页

(54) 发明名称

一种直升机风限图确定方法及系统

(57) 摘要

本发明涉及一种直升机风限图确定方法及系统,涉及直升机技术领域,包括:获取当前状态下舰载直升机各探测点的非正常舰艇流场数据;根据非正常舰艇流场数据计算气动部件的平均舵流速度分量;建立舰载直升机飞行力学计算模型;将平均舵流速度分量与舰载直升机飞行力学计算模型耦合,计算操纵杆量;判断操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,若是,则确定当前风速为最大风速边界;根据最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;根据舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。本发明提供的方法及系统可以实现对着舰路径下的着舰安全边界的快速确定。



CN 111881632 B

1. 一种直升机风限图确定方法,其特征在于,包括:

获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据;所述探测点包括机身探测点,尾桨探测点,垂尾探测点和平尾探测点;所述当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置;

根据所述非定常舰艇流场数据计算气动部件的平均舰艇流场速度分量;所述气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾;

建立舰载直升机飞行力学计算模型;

将所述平均舰艇流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型耦合,计算操纵杆量;

判断所述操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,得到第一判断结果;若所述第一判断结果表示所述操纵杆量达到所述预设安全操纵杆量阈值,则确定当前风速为最大风速边界;

根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;

根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界;

所述根据所述非定常舰艇流场数据计算气动部件的平均舰艇流场速度分量,具体包括:

根据所述非定常舰艇流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舰艇流场的平均速度场;

将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰艇流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰艇流场速度分量;

确定每一预设气动部件相位角下的所述气动部件的舰艇流场速度分量;

根据所述气动部件的舰艇流场速度分量计算气动部件的平均舰艇流场速度分量;

所述将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰艇流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰艇流场速度分量,具体包括:

分别确定所述机身、所述尾桨、所述垂尾和所述平尾的舰艇流场速度分量;

其中,所述尾桨的舰艇流场速度分量具体确定方法包括:

通过坐标转化矩阵将尾桨桨叶坐标系转化为舰船坐标系;

确定所述尾桨的桨叶微段在所述舰船坐标系下的位置坐标;

$$\text{根据公式 } s = \begin{cases} \frac{\sum_{i=1}^n [(d_i)^{-\alpha} s_i]}{\sum_{i=1}^n (d_i)^{-\alpha}} & d_i \neq 0 \\ s_i & d_i = 0 \end{cases} \text{ 和 } d_i = \sqrt{(x_{Ci} - x_{C0})^2 + (y_{Ci} - y_{C0})^2 + (z_{Ci} - z_{C0})^2} \text{ 确定}$$

所述尾桨的桨叶微段中心在舰船坐标系下的舰艇流场速度分量;所述尾桨的桨叶包括多个微段;

其中,s表示桨叶微段中心待插值的舰艇流场速度分量, s_i 为与微段中心相邻探测点的舰艇流场速度分量, (x_{Ci}, y_{Ci}, z_{Ci}) 为探测点的位置坐标, d_i 表示探测点到微段中心的距离, α 为调

节距离权导数的指数, n 为相邻探测点的个数; (x_{c0}, y_{c0}, z_{c0}) 为桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标;

利用所述坐标转化矩阵的逆矩阵将所述桨叶微段中心在舰船坐标系下的髹流场速度分量转化为所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的髹流场速度分量;

将所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的髹流场速度分量求和得到所述尾桨的髹流场速度分量;

所述根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图, 具体包括:

计算更新所述当前预设风向角的次数, 判断更新所述当前预设风向角的次数是否达到第一预设次数, 得到第二判断结果;

若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数未达到第一预设次数, 则更新所述当前预设风向角, 返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰髹流场数据”;

若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数达到第一预设次数, 根据不同预设风向角的所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;

所述根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图, 具体包括:

计算更新所述当前悬停位置的次数, 判断所述当前悬停位置的次数是否达到第二预设次数, 得到第三判断结果;

若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数未达到第二预设次数, 则更新所述当前悬停位置, 返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰髹流场数据”;

若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数达到第二预设次数, 则将当前预设风向角相同且当前悬停位置不同的舰载直升机着舰风限图合成得到着舰路径直升机着舰风限图; 所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

2. 根据权利要求1所述的直升机风限图确定方法, 其特征在于, 所述将所述平均髹流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型耦合, 计算操纵杆量, 具体包括:

根据所述平均髹流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型, 确定直升机运动模型;

根据所述直升机运动模型确定直升机相对气流速度、角速度和平衡姿态角;

根据所述直升机相对气流速度、所述角速度和所述平衡姿态角计算操纵量。

3. 一种直升机风限图确定系统, 其特征在于, 包括:

探测点数据获取模块, 用于获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰髹流场数据; 所述探测点包括机身探测点, 尾桨探测点, 垂尾探测点和平尾探测点; 所述当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置;

平均髹流场速度分确定模块, 用于根据所述非定常舰髹流场数据计算气动部件的平均髹流场速度分量; 所述气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾;

计算模型建立模块, 用于建立舰载直升机飞行力学计算模型;

操纵杆量计算模块, 用于将所述平均髹流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型耦合, 计算操纵杆量;

第一判断模块, 用于判断所述操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值, 得到第一判断结果; 若所述第一判断结果表示所述操纵杆量达到所述预设安全操纵杆量阈值, 则确定

当前风速为最大风速边界；

舰载直升机着舰风限图确定模块,用于根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图；

着舰路径直升机着舰风限图确定模块,用于根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图；所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界；

所述平均舰流场速度分确定模块,具体包括：

舰流场的平均速度场计算单元,用于根据所述非定常舰流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舰流场的平均速度场；

转化单元,用于将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰流场速度分量；

舰流场速度分量确定单元,用于确定每一预设气动部件相位角下的所述气动部件的舰流场速度分量；

平均舰流场速度分量确定单元,用于根据所述气动部件的舰流场速度分量计算气动部件的平均舰流场速度分量；

所述将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰流场速度分量,具体包括：

分别确定所述机身、所述尾桨、所述垂尾和所述平尾的舰流场速度分量；

其中,所述尾桨的舰流场速度分量具体确定方法包括：

通过坐标转化矩阵将尾桨桨叶坐标系转化为舰船坐标系；

确定所述尾桨的桨叶微段在所述舰船坐标系下的位置坐标；

$$\text{根据公式 } s = \begin{cases} \frac{\sum_{i=1}^n [(d_i)^{-\alpha} s_i]}{\sum_{i=1}^n (d_i)^{-\alpha}} & d_i \neq 0 \\ s_i & d_i = 0 \end{cases} \text{ 和 } d_i = \sqrt{(x_{Ci} - x_{C0})^2 + (y_{Ci} - y_{C0})^2 + (z_{Ci} - z_{C0})^2} \text{ 确定}$$

所述尾桨的桨叶微段中心在舰船坐标系下的舰流场速度分量；所述尾桨的桨叶包括多个微段；

其中,s表示桨叶微段中心待插值的舰流场速度分量, s_i 为与微段中心相邻探测点的舰流场速度分量, (x_{Ci}, y_{Ci}, z_{Ci}) 为探测点的位置坐标, d_i 表示探测点到微段中心的距离, α 为调节距离权导数的指数,n为相邻探测点的个数; (x_{C0}, y_{C0}, z_{C0}) 为桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标；

利用所述坐标转化矩阵的逆矩阵将所述桨叶微段中心在舰船坐标系下的舰流场速度分量转化为所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舰流场速度分量；

将所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舰流场速度分量求和得到所述尾桨的舰流场速度分量；

所述根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图,具体包括：

计算更新所述当前预设风向角的次数,判断更新所述当前预设风向角的次数是否达到第一预设次数,得到第二判断结果;

若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数未达到第一预设次数,则更新所述当前预设风向角,返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据”;

若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数达到第一预设次数,根据不同预设风向角的所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;

所述根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图,具体包括:

计算更新所述当前悬停位置的次数,判断所述当前悬停位置的次数是否达到第二预设次数,得到第三判断结果;

若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数未达到第二预设次数,则更新所述当前悬停位置,返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据”;

若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数达到第二预设次数,则将当前预设风向角相同且当前悬停位置不同的舰载直升机着舰风限图合成得到着舰路径直升机着舰风限图;所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

一种直升机风限图确定方法及系统

技术领域

[0001] 本发明涉及直升机技术领域,特别是涉及一种直升机风限图确定方法及系统。

背景技术

[0002] 风限图的制定是舰载直升机的重要研究内容之一。风限图规定某一特定的直升机/舰船组合,根据最大允许风速和风向确定的安全边界。风限图的主要研究目的是为了确定直升机着舰时不同风向角下所能承受的最大风速,从而指导直升机安全着舰。

[0003] 其中,可承受最大风速的判断依据由直升机各操纵余量及姿态角的大小确定。一般来说,风限图的制定不仅涉及着舰域空气流场特性,还与直升机的操纵量有关。因此,要想计算获得风限图,需要基于直升机飞行动力学模型,再结合CFD技术获取着舰域流场信息,计算出在不同风向下、直升机达到平衡时对应的姿态角和及操纵余量等,然后由直升机安全着舰标准判定,从而确定不同风向角时的最大风速边界。

[0004] 早期,风限图的绘制主要通过海上试飞来完成,虽然可靠性较强,但耗时长、成本高且伴随安全风险。因此,目前多采用数值模拟与试飞验证相结合的方式进行风限图的确定。其中,理论风限图的数值计算是该方法的核心。从国外的数值模拟经验来看,该计算流程主要包含以下步骤:

[0005] 采用高精度CFD方法(一般为DES方法)计算获得某一风向角和基准风速条件下的舰船流场数据。

[0006] 将流场数据重组后导入到虚拟飞行模拟器中,国外一般采用HELIFLIGHT系统,该系统能够实时模拟着舰过程中直升机受扰动后的俯仰、滚转及沉浮等运动,使飞行员体验到贴近实际的工作载荷水平。

[0007] 飞行员在模拟器中进行虚拟着舰飞行,然后对所经历的工作载荷按照着舰飞行品质评定标准(Deck Interface Pilot Effort Scale(DIPES))进行评级。

[0008] 若评定为可接受(Acceptable),则将流场数据按斯特劳哈尔数(St)变换到较大风速条件下,重复飞行模拟直至评定为不可接受(Unacceptable)即可获得该风向角下的速度边界。

[0009] 改变风向角、重复上述过程,最终可获得直升机着舰风限图(Ship Helicopter Operating Limits(SHOL))。

[0010] 相较于基于海上试飞数据的风限图绘制方法,理论计算方法在周期、成本方面无疑具有较强的优势。但可以看到,上述计算流程对软件及硬件设备均有较高的要求,且仍然依赖于飞行员的大量试飞,这使其在工程应用上存在较大的局限性。

发明内容

[0011] 本发明的目的是提供一种直升机风限图确定方法及系统,以实现对着舰路径下的着舰安全边界的快速确定。

[0012] 为实现上述目的,本发明提供了如下方案:

[0013] 一种直升机风限图确定方法,包括:

[0014] 获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据;所述探测点包括机身探测点,尾桨探测点,垂尾探测点和平尾探测点;所述当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置;

[0015] 根据所述非定常舰艇流场数据计算气动部件的平均舰艇流场速度分量;所述气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾;

[0016] 建立舰载直升机飞行力学计算模型;

[0017] 将所述平均舰艇流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型耦合,计算操纵杆量;

[0018] 判断所述操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,得到第一判断结果;若所述第一判断结果表示所述操纵杆量达到所述预设安全操纵杆量阈值,则确定当前风速为最大风速边界;

[0019] 根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;

[0020] 根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0021] 可选的,所述根据所述非定常舰艇流场数据计算气动部件的平均舰艇流场速度分量,具体包括:

[0022] 根据所述非定常舰艇流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舰艇流场的平均速度场;

[0023] 将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰艇流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰艇流场速度分量;

[0024] 确定每一预设气动部件相位角下的所述气动部件的舰艇流场速度分量;

[0025] 根据所述气动部件的舰艇流场速度分量计算气动部件的平均舰艇流场速度分量。

[0026] 可选的,所述将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰艇流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰艇流场速度分量,具体包括:

[0027] 分别确定所述机身、所述尾桨、所述垂尾和所述平尾的舰艇流场速度分量;

[0028] 其中,所述尾桨的舰艇流场速度分量具体确定方法包括:

[0029] 通过坐标转化矩阵将尾桨桨叶坐标系转化为舰船坐标系;

[0030] 确定所述尾桨的桨叶微段在所述舰船坐标系下的位置坐标;

[0031] 根据公式 $s = \begin{cases} \frac{\sum_{i=1}^n [(d_i)^{-\alpha} s_i]}{\sum_{i=1}^n (d_i)^{-\alpha}} & d_i \neq 0 \\ s_i & d_i = 0 \end{cases}$ 和 $d_i = \sqrt{(x_{Ci} - x_{C0})^2 + (y_{Ci} - y_{C0})^2 + (z_{Ci} - z_{C0})^2}$

确定所述尾桨的桨叶微段中心在舰船坐标系下的舰艇流场速度分量;所述尾桨的桨叶包括多个微段;

[0032] 其中,s表示桨叶微段中心待插值的舰艇流场速度分量, s_i 为与微段中心相邻探测点

的舵流场速度分量, (x_{Ci}, y_{Ci}, z_{Ci}) 为探测点的位置坐标, d_i 表示探测点到微段中心的距离, α 为调节距离权导数的指数, n 为相邻探测点的个数; (x_{C0}, y_{C0}, z_{C0}) 为桨叶微段中心在舰船坐标系下的位置坐标。

[0033] 利用所述坐标转化矩阵的逆矩阵将所述桨叶微段中心在舰船坐标系下的舵流场速度分量转化为所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舵流场速度分量;

[0034] 将所述桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舵流场速度分量求和得到所述尾桨的舵流场速度分量。

[0035] 可选的, 所述将所述平均舵流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型耦合, 计算操纵杆量, 具体包括:

[0036] 根据所述平均舵流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学计算模型, 确定直升机运动模型;

[0037] 根据所述直升机运动模型确定直升机相对气流速度、角速度和平衡姿态角;

[0038] 根据所述直升机相对气流速度、所述角速度和所述平衡姿态角计算操纵量。

[0039] 可选的, 所述根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图, 具体包括:

[0040] 计算更新所述当前预设风向角的次数, 判断更新所述当前预设风向角的次数是否达到第一预设次数, 得到第二判断结果;

[0041] 若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数未达到第一预设次数, 则更新所述当前预设风向角, 返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰舵流场数据”;

[0042] 若所述第二判断结果表示所述当前预设风向角的次数达到第一预设次数, 根据不同预设风向角的所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图。

[0043] 可选的, 所述根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图, 具体包括:

[0044] 计算更新所述当前悬停位置的次数, 判断所述当前悬停位置的次数是否达到第二预设次数, 得到第三判断结果;

[0045] 若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数未达到第二预设次数, 则更新所述当前悬停位置, 返回步骤“获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰舵流场数据”;

[0046] 若所述第三判断结果表示所述当前悬停位置的次数达到第二预设次数, 则将当前预设风向角相同且当前悬停位置不同的舰载直升机着舰风限图合成得到着舰路径直升机着舰风限图; 所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0047] 一种直升机风限图确定系统, 包括:

[0048] 探测点数据获取模块, 用于获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰舵流场数据; 所述探测点包括机身探测点, 尾桨探测点, 垂尾探测点和平尾探测点; 所述当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置;

[0049] 平均舵流场速度分确定模块, 用于根据所述非定常舰舵流场数据计算气动部件的平均舵流场速度分量; 所述气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾;

[0050] 计算模型建立模块, 用于建立舰载直升机飞行力学计算模型;

[0051] 操纵杆量计算模块, 用于将所述平均舵流场速度分量与所述舰载直升机飞行力学

计算模型耦合,计算操纵杆量;

[0052] 第一判断模块,用于判断所述操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,得到第一判断结果;若所述第一判断结果表示所述操纵杆量达到所述预设安全操纵杆量阈值,则确定当前风速为最大风速边界;

[0053] 舰载直升机着舰风限图确定模块,用于根据所述最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图;

[0054] 着舰路径直升机着舰风限图确定模块,用于根据所述舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;所述着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0055] 可选的,所述平均舰流场速度分确定模块,具体包括:

[0056] 舰流场的平均速度场计算单元,用于根据所述非定常舰流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舰流场的平均速度场;

[0057] 转化单元,用于将所述气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定所述气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对所述舰流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到所述气动部件的舰流场速度分量;

[0058] 舰流场速度分量确定单元,用于确定每一预设气动部件相位角下的所述气动部件的舰流场速度分量;

[0059] 平均舰流场速度分量确定单元,用于根据所述气动部件的舰流场速度分量计算气动部件的平均舰流场速度分量。

[0060] 根据本发明提供的具体实施例,本发明公开了以下技术效果:

[0061] 本发明公开一种直升机风限图确定方法及系统,根据当前状态非定常舰流场数据计算气动部件的平均舰流场速度分量,进而确定操纵杆量,在通过操纵杆量与预设操纵杆量对比,而且确定着舰路径直升机着舰风限图。通过对当前悬停位置,当前风向角的非定常舰流场数据进行处理,大大提高了计算效率,从而实现对着舰路径下的着舰安全边界的快速确定。

附图说明

[0062] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动性的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0063] 图1为本发明直升机风限图确定方法流程图;

[0064] 图2为本发明直升机风限图确定方法舰载直升机飞行力学计算模型示意图;

[0065] 图3为本发明直升机风限图确定方法非定常舰流场数据采集区示意图;

[0066] 图4为本发明直升机风限图确定方法舰流场时均化湍流强度云图;

[0067] 图5为本发明直升机风限图确定方法快速风限图计算流程图;

[0068] 图6为本发明直升机风限图确定方法直升机着舰风限图示例图;

[0069] 图7为本发明直升机风限图确定方法着舰点上方悬停风限图;

[0070] 图8为本发明直升机风限图确定方法右舷上方悬停风限图;

- [0071] 图9为本发明直升机风限图确定方法左舷上方悬停风限图；
[0072] 图10为本发明直升机风限图确定方法左舷进场风限图；
[0073] 图11为本发明直升机风限图确定方法右舷进场风限图；
[0074] 图12为本发明直升机风限图确定系统示意图。

具体实施方式

[0075] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0076] 本发明的目的是提供一种直升机风限图确定方法及系统,以实现对着舰路径下的着舰安全边界的快速确定。

[0077] 为使本发明的上述目的、特征和优点能够更加明显易懂,下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明。

[0078] 如图1所示,本发明提供了一种直升机风限图确定方法,包括:

[0079] 步骤101:获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据;探测点包括机身探测点,尾桨探测点,垂尾探测点和平尾探测点;当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置。

[0080] 步骤102:根据非定常舰艇流场数据计算气动部件的平均舰流场速度分量;气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾。

[0081] 步骤103:建立舰载直升机飞行力学计算模型。

[0082] 步骤104:将平均舰流场速度分量与舰载直升机飞行力学计算模型耦合,计算操纵杆量。

[0083] 步骤105:判断操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,得到第一判断结果;若第一判断结果表示操纵杆量达到预设安全操纵杆量阈值,则执行步骤106。若第一判断结果表示操纵杆量未达到预设安全操纵杆量阈值,则执行步骤109。

[0084] 步骤106:确定当前风速为最大风速边界。

[0085] 步骤107:根据最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图。

[0086] 步骤108:根据舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0087] 步骤109:增加风速。

[0088] 步骤102,具体包括:

[0089] 根据非定常舰艇流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舰流场的平均速度场。

[0090] 将气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对舰流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到气动部件的舰流场速度分量。

[0091] 确定每一预设气动部件相位角下的气动部件的舰流场速度分量;所有预设气动部件相位角的总和为 360° 。

[0092] 根据气动部件的舵流场速度分量计算气动部件的平均舵流场速度分量。

[0093] 其中,将气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对舵流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到气动部件的舵流场速度分量,具体包括:

[0094] 分别确定机身、尾桨、垂尾和平尾的舵流场速度分量。

[0095] 其中,尾桨的舵流场速度分量具体确定方法包括:

[0096] 通过坐标转化矩阵将尾桨桨叶坐标系转化为舰船坐标系。

[0097] 确定尾桨的桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标。

[0098] 根据公式 $s = \begin{cases} \frac{\sum_{i=1}^n [(d_i)^{-\alpha} s_i]}{\sum_{i=1}^n (d_i)^{-\alpha}} & d_i \neq 0 \\ s_i & d_i = 0 \end{cases}$ 和 $d_i = \sqrt{(x_{Ci} - x_{C0})^2 + (y_{Ci} - y_{C0})^2 + (z_{Ci} - z_{C0})^2}$

确定尾桨的桨叶微段中心在舰船坐标系下的舵流场速度分量;尾桨的桨叶包括多个微段。

[0099] 其中,s表示桨叶微段中心待插值的舵流场速度分量, s_i 为与微段中心相邻探测点的舵流场速度分量, (x_{Ci}, y_{Ci}, z_{Ci}) 为探测点的位置坐标, d_i 表示探测点到微段中心的距离, α 为调节距离权导数的指数,n为相邻探测点的个数; (x_{C0}, y_{C0}, z_{C0}) 为桨叶微段在桨叶坐标系下的位置坐标。

[0100] 利用坐标转化矩阵的逆矩阵将桨叶微段中心在舰船坐标系下的舵流场速度分量转化为桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舵流场速度分量。

[0101] 将桨叶微段中心在桨叶坐标系下的舵流场速度分量求和得到尾桨的舵流场速度分量。

[0102] 其中,步骤104,具体包括:

[0103] 根据平均舵流场速度分量与舰载直升机飞行力学计算模型,确定直升机运动模型。

[0104] 根据直升机运动模型确定直升机相对气流速度、角速度和平衡姿态角。

[0105] 根据直升机相对气流速度、角速度和平衡姿态角计算操纵量。

[0106] 其中,步骤107,具体包括:

[0107] 计算更新当前预设风向角的次数,判断更新当前预设风向角的次数是否达到第一预设次数,得到第二判断结果。

[0108] 若第二判断结果表示当前预设风向角的次数未达到第一预设次数,则更新当前预设风向角,返回步骤101。

[0109] 若第二判断结果表示当前预设风向角的次数达到第一预设次数,根据不同预设风向角的最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图。

[0110] 其中,根据舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图,具体包括:

[0111] 计算更新当前悬停位置的次数,判断当前悬停位置的次数是否达到第二预设次数,得到第三判断结果。

[0112] 若第三判断结果表示当前悬停位置的次数未达到第二预设次数,则更新当前悬停位置,返回步骤101。若第三判断结果表示当前悬停位置的次数达到第二预设次数,则将当

前预设风向角相同且当前悬停位置不同的舰载直升机着舰风限图合成得到着舰路径直升机着舰风限图；着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0113] 此外,本发明还提供一种直升机风限图确定方法具体的计算确定方式,具体如下:

[0114] 第一步进行非定常孤立舰船舰流场的数据获取与时均化,非定常舰流场数据由CFD软件或程序基于分离涡方法(DES)进行求解计算获得。

[0115] 首先,用探测点工具在舰船甲板上方设置能够覆盖三个甲板面积以上,高约两倍机库高度的数据采集区域,数据采集区域应包含直升机着舰轨迹(直升机着舰一般先进近到距离甲板左舷或右舷半个甲板宽度处悬停,再缓慢平移至着舰点上方),如图3所示。由于甲板上方的舰流场对直升机着舰影响最为显著,因此在此区域设置更密集的数据采集点。

[0116] 接着根据具体的舰船与直升机组合,选择相应的时间步长,物理时间,以及数据采集频率。一般非定常时间步长选择为0.001s,物理时间为前方来流通过2~3个舰船总长度的时间,每隔4个时间步采集输出舰流场数据,即各探测点处气流的x、y、z三向速度场 $W(t, u, v, w)$ 。

[0117] 并对所获得的非定常舰流场数据中三向速度的时间历程求标准差,获得舰流场湍流强度分布,生成如图4所示的等值线图,以辅助判断着舰安全性;进一步对输出的非定常舰流场数据的x、y、z三向速度场 $W(t, u, v, w)$ 用总时间步进行时均化处理,得到着舰区域内舰流场在取样时间内的平均气流速度分布,按空间坐标顺序将各探测点的舰流场的平均速度场 $\overline{W}(u, v, w)$ 储存到数据文件中,以备后续飞行力学计算中插值求解各气动力部件处的速度分量。

[0118] 第二步建立舰载直升机飞行力学计算模型,用于计算不同飞行状态下的操纵量。其中,舰载直升机飞行力学计算模型的计算过程如图2所示,即利用初始操纵输入、气流环境计算直升机各部件受力,求解直升机运动模型,再通过飞行控制反馈,对操纵量进行修正反馈,得到不同飞行状态下的操纵量。为了能够考虑舰流场的扰动以及直升机着舰飞行特性,本发明采用了CFD(计算流体力学)与飞行力学单向耦合的方法。

[0119] 直升机运动模型包括平动方程、转动方程和运动学方程;

[0120] 平动方程为:

$$[0121] \quad m \left(\frac{dV_x}{dt} + V_z \omega_y - V_{yz} \omega_z \right) + mg \sin \vartheta = \sum F_x$$

$$[0122] \quad m \left(\frac{dV_y}{dt} + V_x \omega_z - V_{zx} \omega_x \right) + mg \cos \vartheta \cos \gamma = \sum F_y$$

$$[0123] \quad m \left(\frac{dV_z}{dt} + V_y \omega_x - V_{xy} \omega_z \right) + mg \cos \vartheta \sin \gamma = \sum F_z$$

[0124] 其中,m表示直升机质量, ω_x 表示直升机绕质心运动的x方向角速度, ω_y 表示直升机绕质心运动的y方向角速度, ω_z 表示直升机绕质心运动的z方向角速度, V_x 表示x方向平移速度, V_y 表示y方向平移速度, V_z 表示z方向平移速度, $\sum F_x$ 表示各部件空气动力合力的x分量, $\sum F_y$ 表示各部件空气动力合力的y分量, $\sum F_z$ 表示各部件空气动力合力的z分量, θ 表示俯仰角, γ 表示滚转角。

[0125] 转动方程为:

$$[0126] \quad I_x \frac{d\omega_x}{dt} + \omega_y \omega_z (I_z - I_y) + \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) I_{xy} = \sum M_x$$

$$[0127] \quad I_y \frac{d\omega_y}{dt} + \omega_x \omega_z (I_x - I_z) + \left(\omega_{xy} \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt} \right) I_{xy} = \sum M_y$$

$$[0128] \quad I_z \frac{d\omega_z}{dt} + \omega_x \omega_y (I_y - I_x) + (\omega_y^2 - \omega_x^2) I_{xy} = \sum M_z$$

[0129] 其中, I_x 表示直升机质量对机体坐标系x轴的惯性矩, I_y 表示直升机质量对机体坐标系y轴的惯性矩, I_z 表示直升机质量对机体坐标系z轴的惯性矩, I_{xy} 表示x轴y轴的惯性积, I_{yz} 表示y轴z轴的惯性积, I_{zx} 表示z轴x轴的惯性积, $\sum M_x$ 外力对机体坐标系原点的力矩之和的x分量, $\sum M_y$ 外力对机体坐标系原点的力矩之和的y分量, $\sum M_z$ 外力对机体坐标系原点的力矩之和的z分量。

$$[0130] \quad \text{运动学方程为: } \dot{\gamma} = \omega_x - \text{tg } \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)$$

$$[0131] \quad \dot{\psi} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma)$$

$$[0132] \quad \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma$$

[0133] 其中, $\dot{\gamma}$ 表示滚转角速度, $\dot{\psi}$ 表示偏航角速度和 $\dot{\vartheta}$ 表示俯仰角速度。

[0134] 以尾桨为例, 为模拟尾桨桨叶的周期运动, 将桨叶运动一周划分为720个站位。舰流场的平均速度场为 $\overline{W}(u, v, w)$, 桨叶微段在桨叶坐标系下的坐标为 (x_b, y_b, z_b) , 再通过坐标转换矩阵将其转换到舰船坐标系下, 表示为 (x_{c0}, y_{c0}, z_{c0}) 。

[0135] 在获得桨叶微段在舰船坐标系下的位置坐标 (x_{c0}, y_{c0}, z_{c0}) 后, 采用距离导数加权方法对舰流场的平均速度场的速度分量进行插值, 具体公式如下:

$$[0136] \quad \text{式 } s = \begin{cases} \frac{\sum_{i=1}^n [(d_i)^{-\alpha} s_i]}{\sum_{i=1}^n (d_i)^{-\alpha}} & d_i \neq 0 \\ s_i & d_i = 0 \end{cases} \text{ 和 } d_i = \sqrt{(x_{ci} - x_{c0})^2 + (y_{ci} - y_{c0})^2 + (z_{ci} - z_{c0})^2}$$

[0137] 式中, s 表示桨叶微段中心待插值的速度分量, s_i 为与微段中心相邻数据点的速度分量, (x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}) 为该相邻点的位置坐标, d_i 表示该相邻点到微段中心的距离, α 为调节距离权导数的指数, n 为相邻数据点的个数。

[0138] c) 采用上述插值方法即可得到微段中心在舰船坐标系下的舰流场速度分量, 然后将速度分量利用a步骤中坐标转换矩阵的逆矩阵再转换到桨叶坐标系下即完成一次插值过程。

[0139] d) 对该桨叶上的其他微段均进行a-c步骤。

[0140] e) 将桨叶相位角向前推进一个站位, 重复a) ~ d) 步骤, 直至桨叶完成一周的旋转运动。将获得的舰流场速度分量分别求和再分别求其平均值, 即可获得该时刻下桨盘平面内的平均舰流场速度分量。

[0141] f) 以相同的方法得到机身、尾桨、垂尾、平尾等气动部件计算点处的平均舰流场速

度分量。并耦合到舰载直升机飞行力学计算模型,得到目标直升机整体气动力和力矩,算出为保持平衡状态,飞行员所需施加的操纵杆量。

[0142] (3) 第三步进行风限图的快速制定。先从左舷风 90° 开始,在着舰路径上选取有限个位置,利用第二步建立的CFD耦合舰载直升机飞行力学计算模型,求解直升机运动模型,得到直升机的相对气流速度和角速度以及平衡姿态角,再根据样例直升机的设计参数计算出该风向角下目标直升机在这些位置悬停时的各个操纵杆量,并将各个操作杆量与预设安全操纵杆量阈值进行对比,判断是否超过预设安全操纵杆量阈值,若没有,则增加风速 2.5m/s ,新的风速下的艇流场数据可以基于艇流场时均特征的雷诺无关性,将基准时均艇流场数据按比例变换。若达到预设安全操纵杆量阈值,则此时风速便是该位置该风向的最大风速边界。

[0143] 改变风向角,重复以上计算过程(一般从左舷风 90° 到右舷风 90° ,每隔 10° 设置一个算例,共19个风向角),得到该各个风向的最大风速限制。将各个风向的最大风速限制边界以极坐标图的方式合成,从而得到该位置舰载直升机着舰风限图。

[0144] 最后,改变直升机悬停位置,按上述方法计算着舰路径上其他点的风限图,通过在同一风向角下取较小风速值的方式,将各风限图进行合成,得到着舰路径直升机着舰风限图。

[0145] 以UH-60A直升机和SFS2舰船的搭配组合为例,对本发明的技术方案作进一步的详细说明。

[0146] (1) 非定常舰艇流场数据的获取和时均化处理。

[0147] 先采用CFD方法来获得SFS2舰艇流场数据,为了更精确地捕捉舰艇流场,采用DES方法对舰船舰艇流进行求解,非定常时间步长为 0.001s ,计算总时长为 30s 。对所获得的舰艇流速度场数据计算标准差,从而得到舰艇流场的湍流强度分布,随后对非定常舰艇流场速度场数据进行时均化处理。

[0148] (2) 舰载直升机飞行力学计算模型建立。

[0149] 在原有的的直升机飞行力学基础上,建立了舰艇流场向飞行力学的数据传递策略,并实现了舰载直升机着舰过程操纵响应的快速计算。

[0150] 以黑鹰直升机(UH-60A)为样例建立舰载直升机飞行力学计算模型,然后构建CFD与舰载直升机飞行力学计算模型之间的数据传递策略,从而形成一套常规单旋翼直升机/舰船动态界面数值方法。旋翼和机体被离散为若干气动载荷计算点(Aerodynamic Computation Points, ACPs)即探测点。其中,每片桨叶上有10个ACPs,机身、平尾、垂尾、尾桨各一个,共44个气动载荷计算点。通过向各点导入舰艇流场在取样时间内的时均化气流速度分布数据以模拟艇流场对直升机的干扰。

[0151] 为了能够将舰艇流场数据导入舰载直升机飞行力学计算模型,对旋翼桨叶进行离散,每个桨叶微段中心的流场空间位置通过一系列坐标变换矩阵进行确定,包括气流坐标系 \rightarrow 桨毂坐标系 \rightarrow 大地坐标系 \rightarrow 舰船坐标系,再根据所获得的微段坐标在舰艇流场数据中采用距离加权导数方法进行插值,从而获得每个微段的速度扰动分量,再将其通过一系列转换矩阵的逆矩阵变化转换到气流坐标系下,然后将此扰动分量添加到舰载直升机飞行力学计算模型中进行计算;直升机其他各部件的气动力也同样采用上述相同方法获得。

[0152] (3) 风限图确定方法。

[0153] 直升机与不同尺寸舰船进行组合时,预设安全操纵杆量阈值并不相同。在UH-60A路基操纵规范的基础上,考虑到艇流场的扰动及SFS2舰船后台阶构型对飞行员视野和操纵空间的限制,选定如表1所示的约束条件作为风限图绘制的判据。此外,在进行风限图计算时,还要考虑UH-60A直升机的固有风速限制 V_{limit} 。例如,旋翼在启动和停转过程中要求任意方向上的来流速度不超过22.5m/s,直升机侧飞速度不超过17.5m/s。

[0154] 以直升机在横向侧移过程中的平衡特性作为绘制风限图的依据,所选取的关键位置为左舷、甲板中心及右舷上方与机库等高处。

[0155] 如图5所示,风限图的计算流程包含以下6个步骤:

[0156] 1) 选取直升机相对悬停位置为甲板左舷上方与机库等高处。

[0157] 2) 初始风向角 $WOD = -90^\circ$,基准风速 $V_\infty = 5\text{m/s}$ 。采用DES方法计算得到该风向角及风向角条件下的基准非定常艇流场数据,然后进行时均化处理。

[0158] 表1预设安全操纵杆量阈值

变量	判据
总距推进量	< 85%
脚蹬位移量	< 80%
[0159] 横向操纵量	< 85%
纵向操纵量	< 85%
俯仰角	< 4°
滚转角	< 5°

[0160] 3) 采用所建立的直升机/舰船动态界面数值方法计算时均流场影响下直升机在该关键位置处的平衡特性,并将结果与预设安全操纵杆量阈值进行对比。若超出判据,进入步骤(5);反之,则进行下一步。

[0161] 4) 判断风速 V_∞ 是否超过UH-60A直升机固有的风速限制 V_{limit} ,若没有,则 $V_\infty = V_\infty + 2.5\text{m/s}$,新的风速情形下的艇流场数据可以基于艇流场时均特征的雷诺数无关性,将基准时均流场数据按比例变换,然后进入步骤(3);若已超出固有的风速限制,则进行到下一步。

[0162] 5) 该风向角下最大风速边界 $V_{boundary} = V_\infty - 2.5\text{m/s}$,将风向角增大 10° ,判断其是否大于 90° 。如果是,则终止计算;反之,进入步骤(2)。

[0163] 6) 改变相对悬停位置,重复步骤(2)~(5),获得直升机在不同位置处的风限图。通过在同一风向角下取较小风速值的方式,将各风限图进行合成。

[0164] 直升机着舰快速风限图算例计算分析

[0165] 图6为样例直升机某着舰路径的风限图,表示从左舷90度到右舷90度风向角下,该直升机的最大风速限制。图7、图8和图9分别给出了直升机分别在着舰点、右舷及左舷上方悬停时的风限图。在风限图中,将右舷侧风向表示为Green,左舷侧风向表示为Red。对于右旋直升机,受脚蹬量的影响,其抗右侧风能力显著弱于抗左侧的风能力,从图7可以看到,即使在着舰域中心,直升机风限图左、右风速边界并不对称,且右侧风速安全边界要小于左侧情形,尤其在大风向角情形下。此外,在左侧大风向角情形下,限制风限图风速边界的主要

因素为滚转角。这是由于尾桨提供了部分向右的侧向力,导致在相同风速时,左侧风情形下机身左倾的幅度要大于右侧风情形下机身右倾的幅度。因此,随着风速及风向角的增大,左侧风情形下机身的滚转角先达到滚转角判据。尽管如此,风限图左侧风速安全边界仍高于右侧,这表明相较于滚转角限制因素,直升机在着舰过程中对脚蹬余量更为敏感。

[0166] 如图8所示,当直升机位于右舷上方时,此时尾桨进入负向侧洗速度较大的主流区,这使得尾桨拉力大幅降低,飞行员需要施加更多的脚蹬量以维持机头的朝向稳定。因此,从整体上看,此位置处风限图右侧风速安全边界要小于着舰点上方情形。而当直升机处于左舷上方时,受摆动剪切层与主流动量交换的影响,其尾桨受负向侧洗速度的作用较小。不仅如此,相对于着舰点上方情形,该情形下的尾桨更加远离主流区,即使在G30初始风向角时,直升机尾桨仍位于较小的负向侧洗速度区;而在相同风向角时(例如G30),着舰点上方情形时的尾桨已进入负向侧洗速度较大的主流区。这就使得直升机在左舷上方悬停时风限图右侧风速安全边界最大。

[0167] 基于风限图的计算方法,将图7的风限图分别和图8的风限图、图9的风限图进行合成,即可近似表示直升机从右舷/左舷横向侧移至着舰点上方过程中的风限图,如图10和图11所示。当右旋直升机从舰船左侧进行横向侧移时,其风限图与在着舰点上方保持相对悬停时的风限图一致。说明着舰点上方与机库相同高度位置处直升机的平衡特性具有较强的代表性。事实上,国外采用虚拟飞行仿真技术绘制理论风限图时,要求飞行员在该位置处保持相对悬停状态20s左右,以其工作载荷作为风速安全边界的判断依据。此外,对比图10和图11可以看到,当右旋直升机从舰船右侧进场时,风限图右侧风速边界明显小于从左侧进场情形。这主要是由于尾桨气动环境不同所引起的。若从直升机操纵余量(尤其是脚蹬余量)的角度出发,右旋直升机从舰船背风侧(即左舷)进场相对较好。

[0168] 本发明提供的直升机风限图确定方法及系统的优点如下:

[0169] (1) 对着舰路径进行离散,选取其中关键位置(一般选取直升机舷侧悬停位置、旋翼开始进入甲板上方区域、机身进入甲板上方区域,机身完全进入甲板上方区域、旋翼完全进入甲板上方区域以及到达着舰点上方),对不同风向角及风速下直升机的悬停状态平衡特性进行计算,并对同一着舰路径上的各个风限图进行合成,无需对每个时间步直升机所在位置进行计算,节省了大量计算时间。

[0170] (2) 对CFD耦合舰载直升机飞行力学计算模型所需的舰艇流场进行时均化处理,大大减少了数据量降低了数据处理难度。

[0171] (3) 采用了CFD/直升机飞行力学单向耦合方法,即仅CFD数据加入舰载直升机飞行力学计算模型,在充分考虑了舰艇流场的扰动的同时,也大大节约了计算成本和时间。

[0172] (4) 整合CFD、飞行力学、后处理程序,将整个着舰路径上关键点的各个最大风速边界合成到一张风限图中,可便捷快速地得到多种条件下的直升机着舰风限图,提高了舰载直升机上舰模拟测试的效率。

[0173] 如图12所示,本发明提供的一种直升机风限图确定系统,包括:

[0174] 探测点数据获取模块201,用于获取当前状态下舰载直升机各探测点的非定常舰艇流场数据;探测点包括机身探测点,尾桨探测点,垂尾探测点和平尾探测点;当前状态为当前风速、当前预设风向角和当前悬停位置。

[0175] 平均艇流场速度分确定模块202,用于根据非定常舰艇流场数据计算气动部件的

平均舵流场速度分量;气动部件包括机身、尾桨、垂尾和平尾。

[0176] 计算模型建立模块203,用于建立舰载直升机飞行力学计算模型。

[0177] 操纵杆量计算模块204,用于将平均舵流场速度分量与舰载直升机飞行力学计算模型耦合,计算操纵杆量。

[0178] 第一判断模块205,用于判断操纵杆量是否达到预设安全操纵杆量阈值,得到第一判断结果;若第一判断结果表示操纵杆量达到预设安全操纵杆量阈值,则确定当前风速为最大风速边界。

[0179] 舰载直升机着舰风限图确定模块206,用于根据最大风速边界确定舰载直升机着舰风限图。

[0180] 着舰路径直升机着舰风限图确定模块207,用于根据舰载直升机着舰风限图确定着舰路径直升机着舰风限图;着舰路径直升机着舰风限图用于确定着舰路径下的着舰安全边界。

[0181] 其中,平均舵流场速度分确定模块202,具体包括:

[0182] 舵流场的平均速度场计算单元,用于根据非定常舰舵流场数据,利用时均化处理法,计算气动部件的舵流场的平均速度场。

[0183] 转化单元,用于将气动部件的坐标系进行转化,在转化后的坐标系下确定气动部件的坐标,利用距离导数加权法,对舵流场的平均速度场的速度分量进行插值,得到气动部件的舵流场速度分量。

[0184] 舵流场速度分量确定单元,用于确定每一预设气动部件相位角下的气动部件的舵流场速度分量。

[0185] 平均舵流场速度分量确定单元,用于根据气动部件的舵流场速度分量计算气动部件的平均舵流场速度分量。

[0186] 本说明书中各个实施例采用递进的方式描述,每个实施例重点说明的都是与其他实施例的不同之处,各个实施例之间相同相似部分互相参见即可。对于实施例公开的系统而言,由于其与实施例公开的方法相对应,所以描述的比较简单,相关之处参见方法部分说明即可。

[0187] 本文中应用了具体个例对本发明的原理及实施方式进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及其核心思想;同时,对于本领域的一般技术人员,依据本发明的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处。综上所述,本说明书内容不应理解为对本发明的限制。

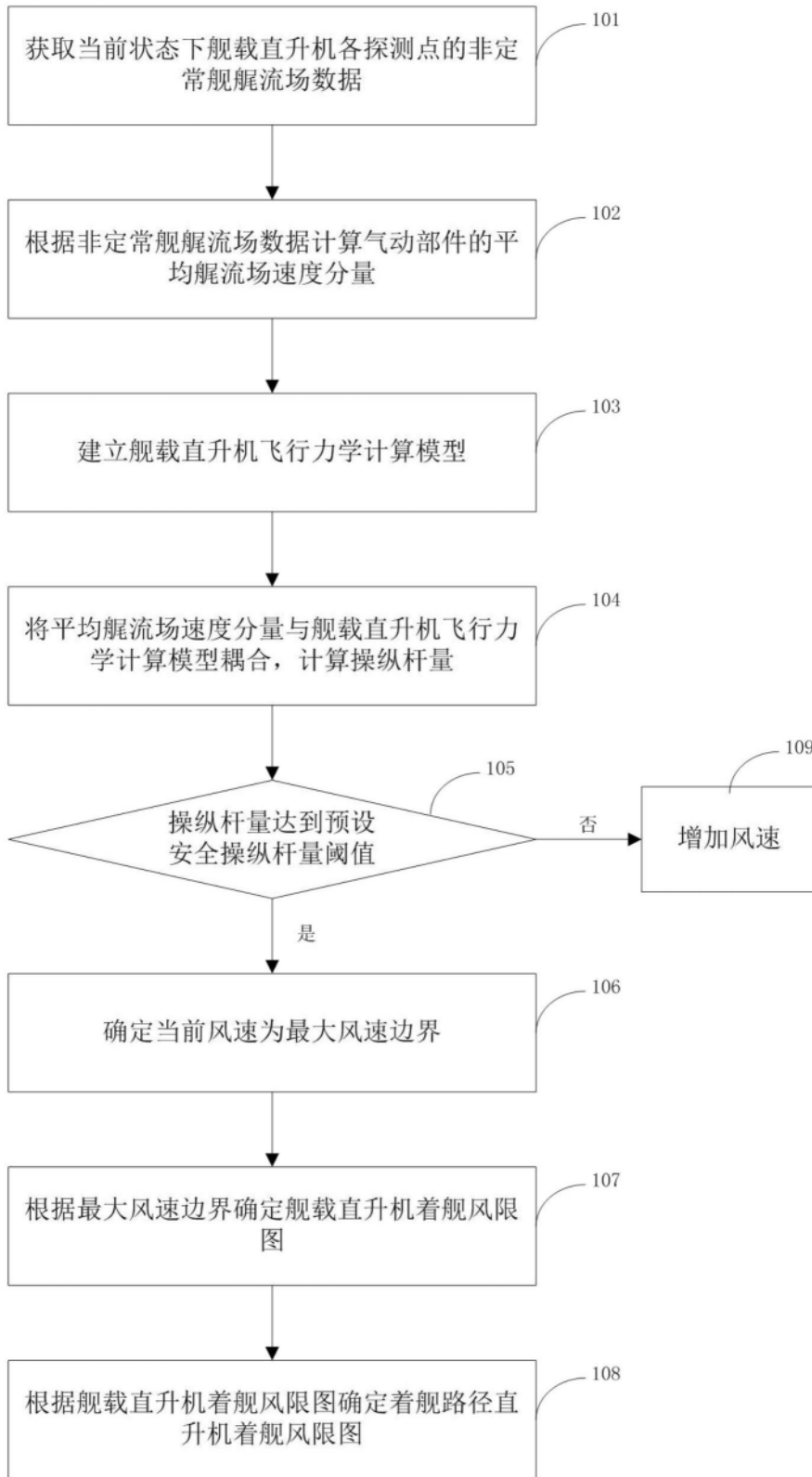


图1

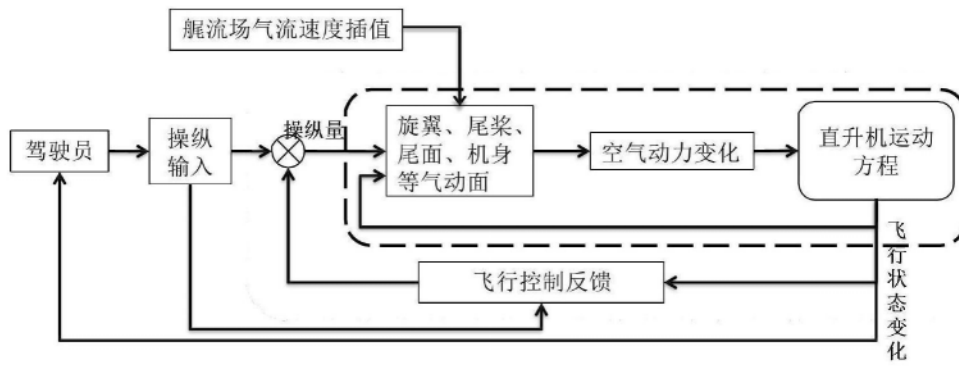


图2

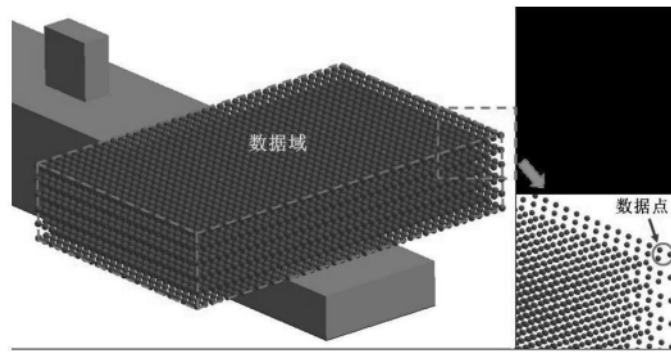


图3

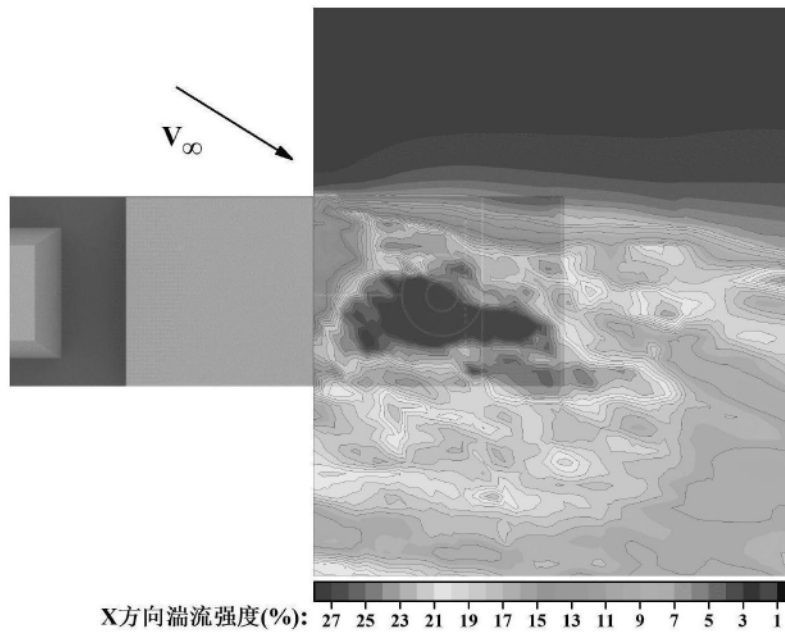


图4

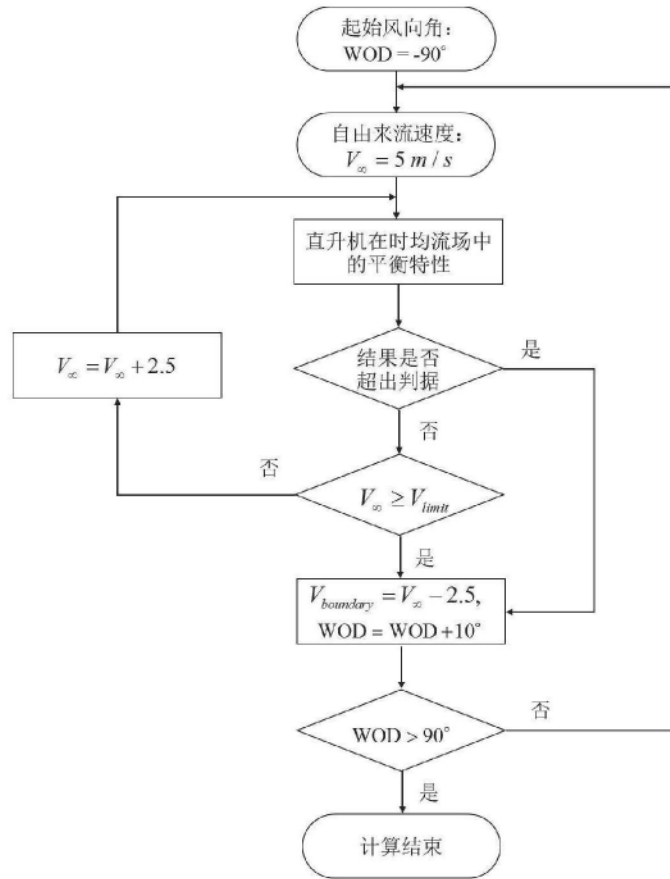


图5

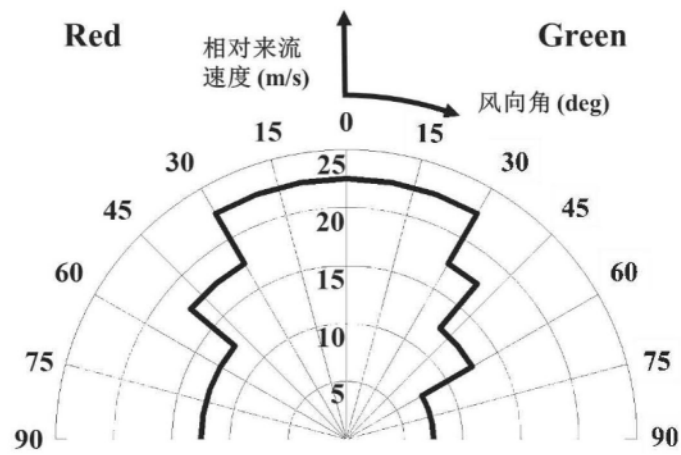


图6

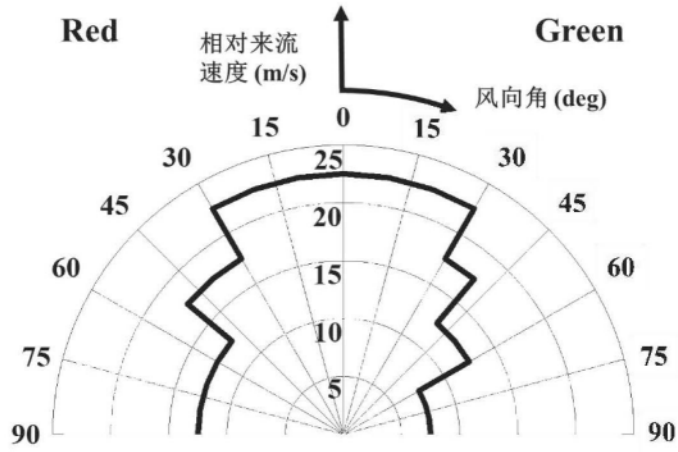


图7

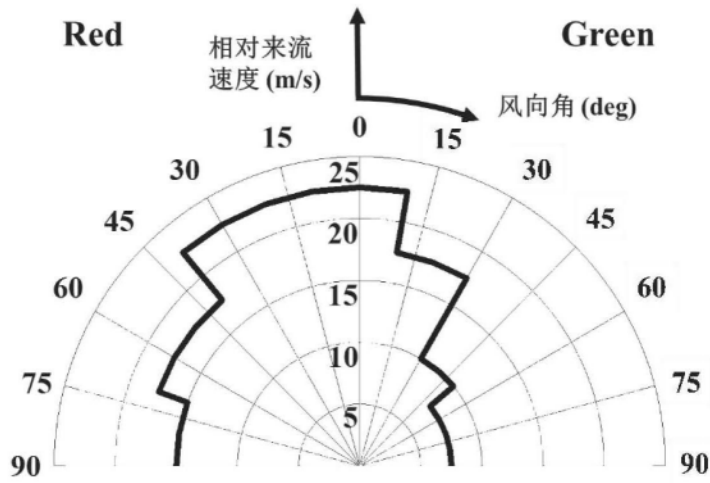


图8

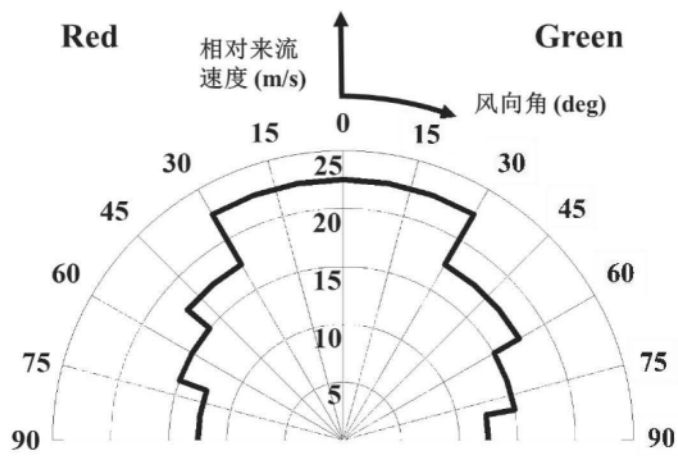


图9

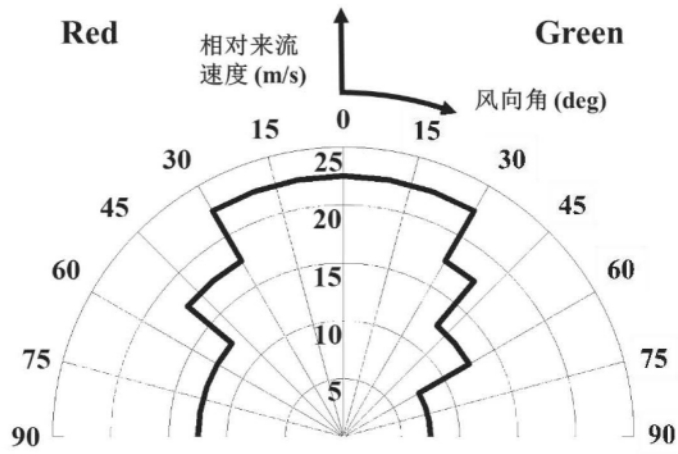


图10

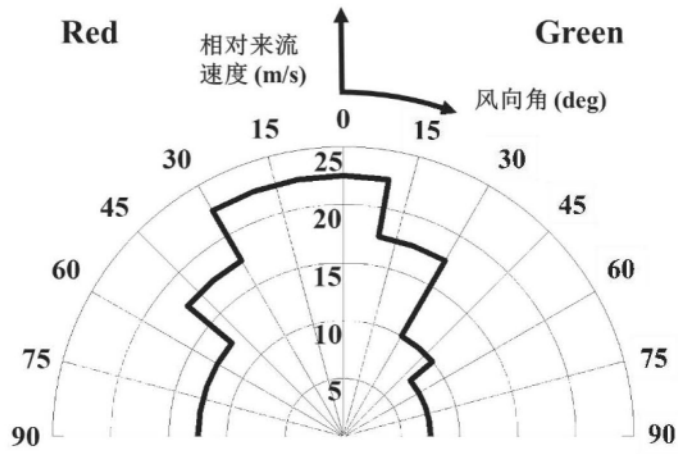


图11

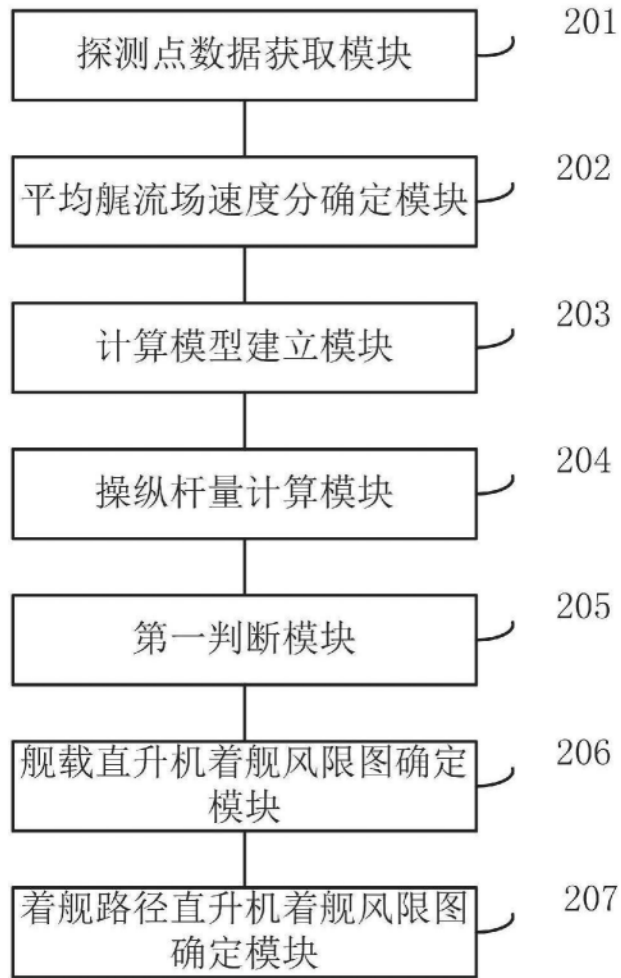


图12