

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.02.002

基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计

徐朝梁, 孙国普, 邱良军, 曹普孙

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘要: 直升机高原重载快速飞行时, 旋翼处于大总距状态, 更易发生旋翼失速, 导致操纵载荷显著增加。为解决这一问题, 本文提出了基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法。传统直升机旋翼设计中, 性能、噪声、空机重量控制等要求是常规的设计目标, 对拉力性能影响不大的旋翼失速问题往往被忽视, 但其对高原直升机来说影响重大。文中构建了旋翼动力学模型, 并据此计算了桨叶动态气动力矩系数 C_m 随单位实度拉力系数 C_T/σ 的变化曲线。以 C_m 突增作为旋翼失速基本判据, 分析不同前进比 μ 下 C_m 突增点, 形成旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数 C_T/σ 包线, 以此作为旋翼高原气动设计边界之一。运用该方法设计的 AC313 大型民用直升机的理论分析和试飞结果均表明, 该设计可极大地减少旋翼在高原典型飞行剖面发生旋翼失速的风险, 有效控制旋翼操纵系统的载荷, 增加操纵系统使用寿命, 提升飞行舒适性, 很大程度上保证了飞行安全, 在直升机的全生命周期使用中作用积极。

关键词: 高原直升机; 旋翼失速; 铰链力矩; 载荷发散控制; 气动设计

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2024)02-0208-09

Study of Rotor Plateau Aerodynamic Design Based on Load Divergence Control

XU Chaoliang, SUN Guopu, QIU Liangjun, CAO Pusun

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: In order to solve the problem that the rotor is working on the high total collective state during high-speed high-altitude heavy load flight of helicopter, which is more prone to stall and leads to a significant increase in control system load, a rotor plateau aerodynamic design method based on load divergence control is proposed. In traditional helicopter rotor design, helicopter performance, noise, and empty weight control are common design goals. The problem of root stall, which has little impact on the rotor thrust, is often ignored, but it has a significant impact on plateau helicopter. The rotor dynamics model is constructed, and is used to calculate the variation curve of the dynamic aerodynamic moment coefficient C_m with thrust coefficient per solidity C_T/σ . Then the C_m gradient point on the curve is used as the basic criterion for the rotor stall. The C_m gradient points under different forward ratio μ are analyzed, and the C_T/σ envelope of the rotor stall load divergence is formed, which is one of the design boundaries of the plateau rotor. The theoretical analysis and flight test results of helicopter designed by using this method, such as the AC313 large civil helicopter, show that it can greatly reduce the risk of rotor stall in typical flight mission at high altitudes, effectively control the

收稿日期: 2024-01-05; 修订日期: 2024-03-10

作者简介: 徐朝梁, 男, 中国航空工业集团有限公司首席技术专家, 中国直升机设计研究所副所长、AC313 大型民用直升机总设计师, 享受国务院政府特殊津贴。获得全国“先进科技工作者”、全国“讲理想、比贡献”活动科技标兵、国庆 60 周年阅兵保障服务先进个人、江西省劳动模范、航空工业集团“航空报国杰出奖”等荣誉称号。作为第一完成人, 获国防科技进步一等奖、中国航空学会科技进步特等奖、江西省科技进步特等奖。

通信作者: 孙国普, 男, 工程师, E-mail: sungp007@avic.com。

引用格式: 徐朝梁, 孙国普, 邱良军, 等. 基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(2): 208-216. XU Chaoliang, SUN Guopu, QIU Liangjun, et al. Study of rotor plateau aerodynamic design based on load divergence control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(2): 208-216.

load of the rotor control system, increase the service life of the control system, improve the flight comfort, and greatly ensure flight safety, which is of great significance to the entire life of helicopter.

Key words: plateau helicopter; rotor stall; hinge moment; load divergence control; aerodynamic design

我国地理环境复杂,自西向东呈现“三阶梯”分布特征,其中第一阶梯是以青藏高原为主,平均海拔超过4 000 m,占国土面积1/4,被称为“世界屋脊”“飞行禁区”。复杂的高原地理和气象环境使得该区域的人员/物资运输、搜索救援、医疗救护、消防灭火等异常困难。直升机具有垂直起降、空中悬停、近地机动等显著特点,特别适合在野外复杂山区作业,是应急救援和国防建设不可替代的航空装备。

高原空气稀薄,从海平面到4 500 m高原,发动机功率下降约40%。要实现高原重载飞行,这种功率损失需要更为高效的旋翼气动设计来尽可能地弥补。同时,空气稀薄导致雷诺数低,给旋翼的悬停效率带来同样的负面影响。二者叠加,使得如何设计高效气动布局旋翼成为高原直升机气动设计领域的关键核心问题,也成为国内外诸多学者关注的重点。例如,为提升旋翼气动性能,直升机界针对旋翼专用翼型做了深入的理论分析和大量的风洞试验,发展了多种翼型优化算法^[1-3],研制了多种先进的直升机旋翼专用翼型系列^[4-5]。为精确分析直升机旋翼的悬停效率并进行改进优化,对高精度旋翼流场数值模拟算法和桨叶扭转分布做了大量的研究^[6-8]。当然,更多的学者着眼于旋翼桨尖的设计、优化和流场精细化数值模拟与试验研究,国际上最为著名的是欧洲的英国旋翼试验项目(British Experimental Rotor Program, BERP)^[9-10],通过1975年到2007年持续不断地开展4期改进设计和试验试飞研究,充分研究了三维复杂外形桨尖对于旋翼气动性能和噪声方面带来的收益,并取得了巨大成功,研制了著名的BERP III和BERP IV桨尖,并且得到了型号应用。国内在该领域也有众多专家开展了大量研究并取得了丰硕成果^[11-13]。

伴随旋翼桨叶专用翼型的不断升级以及旋翼气动布局的不断优化,旋翼的性能得到了显著提升,但与此同时桨叶专用翼型的气动力矩系数相较于早期的对称翼型也在变大,优化后的旋翼桨叶铰链力矩不断增大,造成旋翼操纵系统所承受的载荷不断加大,给操纵系统的研制带来一定的困难^[14]。为此,国内外就桨叶铰链力矩计算和控制开展了大量理论分析和试验研究,包括围绕铰链力矩计算方法进行讨论,开展桨叶桨尖形状对铰链力矩影响性分析等^[15-16],取得了显著成效。目前,在国内开展旋翼气动设计时,需要尽量地设计和控制旋翼桨叶

的铰链力矩已经成为一种共识,也是旋翼气动设计人员关注的重点。

特别地,针对高原环境,由于空气稀薄,旋翼一般工作在大总距、大拉力系数状态,此时,在研究旋翼桨叶铰链力矩时,除了关注一般工况下桨叶铰链力矩的大小之外,更要关注旋翼可能产生的失速行为给桨叶铰链力矩带来的影响。直升机高原、高速、大重量飞行时,旋翼后行桨叶气动迎角增大,均可能产生局部失速,而一旦出现失速,旋翼桨叶动载荷会大幅增大,桨叶铰链力矩也会急剧增加,从而导致整个旋翼操纵系统载荷急剧上升,承受大载荷^[17]。若直升机长时间工作在该状态,会带来一系列不良后果,例如直升机振动水平增加、旋翼操纵系统的使用寿命缩短,甚至危及直升机的飞行安全。故而,在直升机设计时,尤其是高原直升机,必须尽可能使其在常用飞行状态,如执行重载远航运输,需避免旋翼发生失速,提升飞行舒适度、确保飞行安全和最大限度控制旋翼各部件的载荷,延长部件使用寿命。

为此,本文重点分析桨叶铰链力矩随旋翼拉力系数变化,探寻旋翼失速判据,获取旋翼发生失速的临界点,构建旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线,并依据此包线,提出基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法,为高原直升机的旋翼设计提供参考。

1 高原直升机旋翼总体参数设计思路及不足

长期以来,基于弥补发动机高原功率损失的考虑,高原直升机旋翼总体参数设计主要从保证高原飞行性能(特别是高原悬停性能)和降低直升机空机重量出发(为了进一步提升高原商载),将旋翼参数的优化分为过载能力设计,以及直径和桨尖速度设计两个阶段,分别建立空机重量、典型任务性能和旋翼过载能力的综合分析模型,然后进行综合优化设计。

首先,对于旋翼过载能力,通过设计经验和已有直升机型号的类比等手段,确定高原直升机旋翼的单位实度最大拉力系数 $(C_{T/\sigma})_{\max}$,保证设计参数的准确性和合理性。此时,可由最大起飞重量、旋翼直径和桨尖速度求得满足全机过载能力要求的对应桨叶弦长,从而将旋翼总体参数由旋翼直径、桨尖速度和桨叶弦长,转化为旋翼直径、桨尖速度

和过载能力。之所以进行这个修改,是因为过载能力由 $(C_T/\sigma)_{\max}$ 计算得到,该过载能力代表了旋翼单位面积桨叶的拉力系数,与旋翼特征剖面的升力系数成正比,进而可确定旋翼特征剖面翼型的工作点。不同的旋翼直径和桨尖速度设计虽然会改变旋翼的拉力-功率特性,但只要其过载能力相同,旋翼特征剖面翼型的工作点就是一样的。而对于给定的翼型,存在升阻比特性最佳的工作点,将旋翼特征剖面翼型的工作点配置在该最佳工作点附近,即可获得最佳性能,从而提前完成旋翼的过载能力优化,将旋翼的3个参数优化问题减少为2个参数优化问题。

对于民用直升机而言,满足适航条款要求的过载系数为不小于 $2.0g$ 。而在我国,受到高原环境影响,特别是对超过 $4\ 500\text{ m}$ 的高原地区任务能力的苛刻要求,旋翼过载能力可选范围一般为 $2.4g\sim 2.7g$ 。旋翼过载能力的选取,一方面需折中平原和高原任务的最优过载能力,同时需考虑尽可能小的过载能力可以有效降低结构重量。因此,根据 $4\ 500\text{ m}$ 高原地区有效载荷要求,对于机动性要求不高的大型运输直升机,可以选取的过载能力约为 $2.4g$,从而在满足有效载荷要求的前提下尽量减少空机重量,突出高原使用特点并兼顾平原使用要求。

对于旋翼直径和桨尖速度,基于旋翼过载能力优化结果,可以对整个设计空间内的旋翼直径和桨尖速度进行耦合分析。其中对于桨尖速度的选取,重点要考虑大速度飞行时前行桨叶激波和噪声的影响。

以上设计思路充分考虑了直升机的性能、噪声、空机重量控制等要求,然而却忽视了一个重要的问题,即高原使用条件下,直升机旋翼在大总距(大拉力系数)、大前进比飞行时的旋翼失速问题。

在我国,特别针对高原使用的直升机,需要根据基本的旋翼气动设计方案和型号设计经验、数值模拟或风洞试验数据等,确定旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数 C_T/σ 随着前进比 μ 变化包线(图1)。以高原任务巡航段起始重量(代表了任务中以远航速度飞行的最大重量,此时旋翼工况点离失速载荷发散包线最近,工况最严酷)作为此时的设计重量,从而可以计算不会出现旋翼失速载荷发散的最小桨叶面积,再基于桨叶面积得到弦长(实度)。

众所周知,高原一旦出现旋翼失速载荷发散,对整个直升机的研制是一个致命的影响。如果补

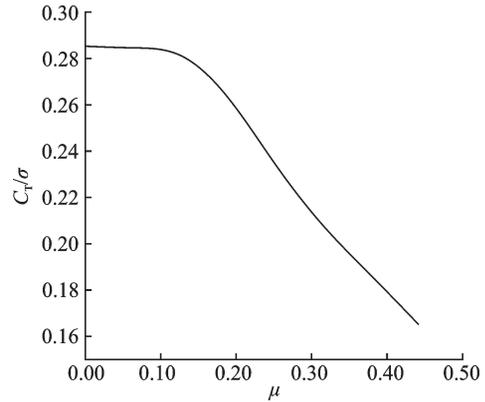


图1 旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数 C_T/σ 包线

Fig.1 C_T/σ envelope of rotor stall load divergence

充考虑旋翼高原载荷发散的影响,旋翼过载能力则不是仅仅为控制空机重量而选择较小的 $2.4g$,而应该在 $2.4g\sim 2.7g$ 旋翼过载系数的选取范围内,选择更大的。

此刻面临的问题是,在直升机方案设计阶段,如何获得图1所示的旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线。直升机在前飞过程中,后行桨叶经常出现动态失速问题,但这种局部的动态失速问题往往并不影响直升机使用,由此带来的另一个问题就是如何判断旋翼已经进入失速状态。

2 旋翼失速对桨叶铰链力矩的影响

桨叶铰链力矩通过变距摇臂转变成作用于旋翼拉杆上的轴向力,拉杆轴向力作用在自动倾斜器上,再通过与自动倾斜器相连接的部件传递至机身和相连的操纵机构上。桨叶铰链力矩由桨叶的气动铰链力矩、惯性铰链力矩、变距轴承铰链力矩等力矩组成。其中,动态的气动铰链力矩、惯性铰链力矩以及轴承铰链力矩计算式如下

$$M_{\text{aero}} = C_m \rho c^2 R U^2 / 2 \quad (1)$$

$$M_D = (I_P - I_{PP}) \omega^2 ((\theta_{1C} + \beta_{1S})^2 + (\theta_{1S} - \beta_{1C})^2)^{1/2} + (\beta_{2C}^2 + \beta_{2S}^2)^{1/2} + I_{XY} \omega^2 (\beta_{2C}^2 + \beta_{2S}^2)^{1/2} \quad (2)$$

$$M_{\text{sb}} = k_d (\theta_{1C}^2 + \theta_{1S}^2)^{1/2} \quad (3)$$

式中: M_{aero} 为桨叶动态铰链气动力矩; ρ 为空气密度; c 为桨叶弦长; R 为旋翼半径; U 为桨尖速度; C_m 为整片桨叶的气动力矩系数; M_D 为桨叶动态惯性铰链力矩; I_P 为桨叶的极惯矩; I_{XY} 、 I_{PP} 为桨叶惯性矩; ω 为旋翼转速; θ_{1C} 、 θ_{1S} 为一阶变距角位移; β_{1S} 、 β_{1C} 为一阶挥舞角位移; β_{2S} 、 β_{2C} 为二阶挥舞角位移; M_{sb} 为桨叶变距轴承动态铰链力矩; k_d 为变距轴承动态旋转刚度。

一般情况下,当旋翼进入失速状态时,旋翼非

定常气动环境恶化,桨叶的动载荷大幅增加,作用在桨叶上的动态气动力矩迅速增大,导致桨叶铰链力矩突增,传递到机身和操纵机构的动载荷加大,造成驾驶杆抖动和直升机非常规振动,同时非常的气动载荷加剧,还会诱发额外的旋翼动力学问题^[18],此两者均会影响直升机的正常使用,甚至威胁直升机的飞行安全。

当然,直升机在一些特殊机动飞行状态时,如大过载的俯冲拉起,也会进入瞬时的失速状态,但这种特殊的飞行状态从直升机全生命周期来看,时间占比非常小,并不影响使用。但若在直升机典型任务飞行状态,如运输型直升机远航运输,经常出现旋翼失速,则不仅给飞行员带来极为不适的体验感,也给飞行安全造成威胁。因此,在直升机旋翼设计中,需将避免旋翼在常用工况飞行时出现失速作为重要约束条件,特别是针对高原直升机,因空气密度下降,拉力系数增大,旋翼经常工作在大总距状态下,更易进入失速状态,更加需要将避免旋翼失速作为高原直升机设计的强约束条件。

尽管国内外对旋翼失速进行了大量的研究^[19-22],但如何准确定量地判断实际飞行中的旋翼是否发生失速仍然很困难。尽管如此,由桨叶铰链力矩测量试验知晓,桨叶动态气动铰链力矩呈现出如图2所示的变化趋势。前进比 μ 一定时,随着旋翼单位实度拉力系数 C_T/σ 不断增大,桨叶动态铰链力矩开始仅缓慢增加,而在 C_T/σ 超过某个值后急剧增加。这种铰链力矩突增的背后原因,经分析可知是由于旋翼发生失速。换言之,旋翼进入失速时,桨叶动态铰链力矩将会发生显著变化。因此,可通过监测桨叶铰链力矩随 C_T/σ 变化趋势来捕捉旋翼进入失速的时刻。

桨叶动态铰链力矩虽由桨叶动态气动铰链力矩、轴承力矩、桨叶惯性力矩等多项力矩组成,但主

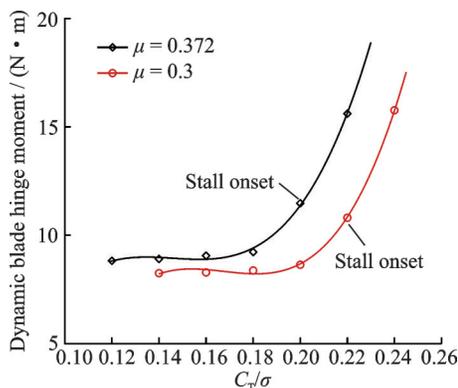


图2 旋翼失速时桨叶动态铰链力矩变化趋势

Fig.2 Trend of dynamic hinge moment change of blade during rotor stall

要来自动态气动铰链力矩,故而本文从旋翼气动设计的角度出发,重点分析研究桨叶动态气动铰链力矩。

旋翼桨叶铰链力矩随 C_T/σ 的变化趋势虽然可以作为旋翼是否发生失速的判据,然而在直升机型号设计初期,在没有针对全新旋翼试验数据支撑的条件下,获得这样的曲线是困难的,只能采用数值计算的方法。

3 旋翼物理模型

3.1 旋翼物理模型建模

鉴于旋翼铰链力矩影响因素的复杂性,涉及多专业的耦合问题,所以需要先建立多专业耦合的旋翼动力学模型,主要包括桨叶弹性、惯性和气动3部分。按照Hamilton原理,旋翼动力学模型考虑了旋翼结构、运动、气动等方面的强非线性影响,建立基于广义力形式的桨叶方程

$$\delta \int_{t_1}^{t_2} (T - U + W) dt = 0 \quad (4)$$

式中 T 、 U 和 W 分别为动能、应变能和外力所做的功。其中

$$\delta T = \delta \mathbf{a}^T \left[\int \mathbf{N}^T (-N\ddot{\mathbf{a}} + \mathbf{g}) \rho d\Omega \right] \quad (5)$$

$$\delta U = \delta \mathbf{a}^T \left[\int \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} d\Omega + \int \mathbf{B}^T \boldsymbol{\sigma}_0 d\Omega \right] \quad (6)$$

$$\delta W = \delta \mathbf{a}^T \left[\int \mathbf{N}^T \mathbf{b} d\Omega + \int \mathbf{N}^T \mathbf{t} d\Gamma + \mathbf{N}^T \mathbf{F} \right] \quad (7)$$

式中: \mathbf{a} 为广义坐标矩阵; \mathbf{N} 为形函数矩阵; \mathbf{b} 为质量力矩阵; \mathbf{t} 为表面力矩阵; \mathbf{F} 为离散力矩阵; ρ 为材料密度矩阵; \mathbf{g} 为重力加速度; \mathbf{B} 为单位几何矩阵; \mathbf{D} 为单位弹性矩阵。

外部气动力是外力所用功的动力来源之一。采用Leishman-Beddoes模型^[23]计算气动力,旋翼入流采用尾迹模型模拟。

桨叶动态气动力矩计算式如下

$$M_{\text{aero}} = \int \frac{\rho V^2 c^2 C_{\text{mairfoil}} dr}{2} \quad (8)$$

式中: V 为桨叶剖面的来流速度; C_{mairfoil} 为剖面翼型气动力矩系数,由气动模型计算所得或者采用翼型风洞试验数据。

为便于对比分析,下文采用式(9)对桨叶动态气动铰链力矩进行无量纲化处理,使之转变为桨叶动态气动铰链力矩系数 C_m ,即

$$C_m = 2M_{\text{aero}} / (\rho c^2 R U^2) \quad (9)$$

3.2 旋翼物理模型验证

采用上述物理模型,图3给出了不同前进比时

的桨叶动态气动力矩系数 C_m 计算值和试验值的对比曲线,以及前三阶(1/rev~3/rev)桨叶动态气动力矩系数。其中,计算和试验所用的旋翼物理结构参数和旋翼气动布局一致,模型旋翼的总体参数见表1,旋翼桨叶外形见图4。



图4 模型旋翼桨叶示意图

Fig.4 Schematic diagram of model rotor blade

从图3可以看出,计算值与试验值虽在数值大小上有差异,但变化趋势一致,均在相同的拉力系数附近出现大幅增大,较好地捕捉了旋翼失速的发生,较为准确地预测了旋翼发生失速时的拉力系数,能够反映其物理特征。此算例验证了所建物理模型能较好地预测旋翼失速,物理模型合理、准确,可以作为本文研究工作的分析工具。

同时图3显示,在旋翼未失速时,一阶动态气动力矩系数随拉力系数的增大而较为缓慢地增长,二、三阶动态气动力矩系数随旋翼拉力系数增长基本保持不变;当旋翼发生失速后,一、二、三阶的动态气动力矩系数均发生快速增长,尤其是二、三阶,这两者的急剧增大直接导致总动态气动力矩系数突增。

4 旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线

采用上述物理模型,计算并得到如图5所示的前进比为0.2、0.3、0.336、0.372、0.4时的桨叶动态气动力矩系数随 C_T/σ 的变化曲线。每个前进比中都有对应的桨叶动态气动力矩系数快速增长段,而快速增长段曲线斜率随 C_T/σ 增大而急速变大。根据大量工程实践和数据分析,可以认为该曲线段的斜率超过0.3时,旋翼进入失速状态,因此可以将斜率为0.3时对应的 C_T/σ 作为判断旋翼进入失速的临界点,称之为拐点。随着前进比的增大,拐点对应的 C_T/σ 不断减少,即随着前进比的增大,旋翼更容易发生失速,这符合直升机飞行机理及常规表征现象。

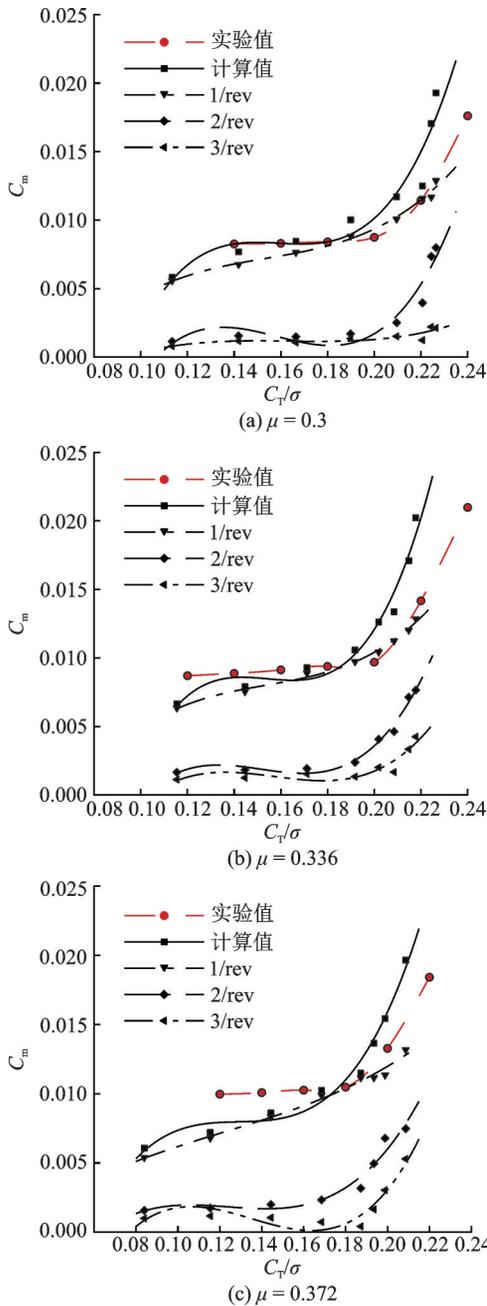


图3 不同前进比时的桨叶动态气动力矩系数

Fig.3 Dynamic aerodynamic moment coefficients of blade at different advance ratios

表1 模型旋翼总体参数

Table 1 General parameters of model rotor

物理量	数值
旋翼直径/m	4
旋翼片数	6
桨叶弦长/m	0.122
桨尖速度/(m·s ⁻¹)	210

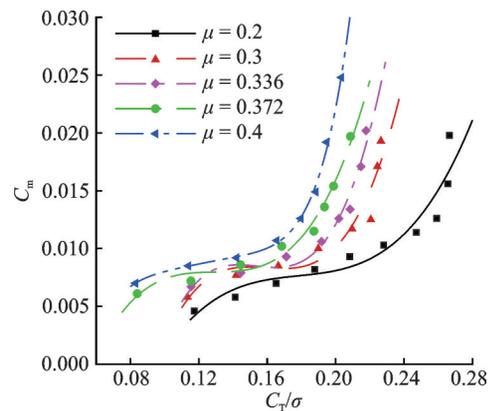


图5 不同前进比时的桨叶动态气动力矩系数(本文模型)

Fig.5 Dynamic aerodynamic moment coefficients of blade at different advance ratios (The proposed model in the paper)

将图 5 所示的各个前进比的拐点对应的 C_T/σ 取出,并相连成线,可得到如图 6 所示的包线。因为影响旋翼总体参数设计的旋翼失速主要发生在较大的前飞速度时,所以该曲线只给出了前进比在 0.2~0.4 之间的数据。图 6 可以作为模型旋翼发生失速的分界线,即在该曲线的左下方,旋翼不会出现失速,若在该曲线的右上方,则旋翼进入失速的风险较高,一旦偏离较远,则旋翼进入深度失速,操纵系统载荷剧增,呈现载荷发散之势,故而可将该包线称为旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线。

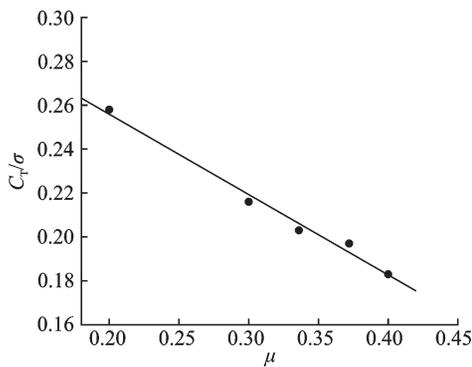


图 6 旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线(模型旋翼)

Fig.6 C_T/σ envelope of rotor stall load divergence (Model rotor)

5 旋翼高原气动设计

5.1 科研试飞载荷测试及桨叶优化调整

直升机高原飞行过程中的旋翼失速载荷发散问题,可以通过高空转弯飞行加剧气动失速进行载荷测试研究。科研样机试飞中,在 3 000 m 高度大坡度转弯飞行时,飞行员反馈操纵负荷迅速增大,机身振动明显,捕捉到典型的铰链力矩激增、旋翼失速、载荷发散现象。

图 7 给出了不同频率下旋翼拉杆载荷随时间变化曲线。由图 7 可见,一、四、五、六阶(1/rev、4/rev、5/rev、6/rev)载荷显著增加。低、高阶载荷的快速增加,证明旋翼发生了失速,并且二、三阶(2/rev、3/rev)载荷大于一阶载荷,说明旋翼深度失速,严重威胁到飞行安全。

针对该问题,通过上文的机理分析和数值计算可知,增加旋翼实度,降低 C_T/σ ,使其回到图 6 所示曲线的左下方。具体的方法就是通过在旋翼桨叶主升力段增加约 10% 弦长的后缘边条,如图 8 所示,从而实现桨叶弦长增加,增大旋翼实度,在相同

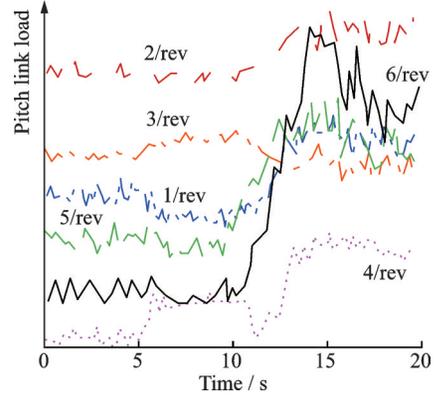


图 7 科研样机旋翼失速时拉杆动载荷

Fig.7 Dynamic load on pitch link during rotor stall of prototype

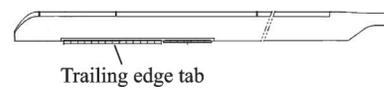


图 8 含后缘边条桨叶示意图

Fig.8 Schematic diagram of blade with trailing edge tab

工况飞行时,可减小 C_T/σ ,延迟旋翼失速,从而使载荷发散问题得以解决。

5.2 基于载荷发散控制的大型直升机旋翼气动设计

科研样机通过增加后缘边条的方式可以在一定程度上应对高空大坡度转弯飞行时旋翼失速问题,乃亡羊补牢的权宜之计。最好的方式是在旋翼气动设计之初,将直升机频繁在高空典型工况飞行时旋翼不失速这一要求作为旋翼总体参数和气动布局设计的约束之一。

为满足这一要求,首先需知晓旋翼失速的边界。可以在旋翼设计过程中,引入旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线作为设计边界之一,构建如图 9 所示的高原直升机旋翼设计流程。在充分考虑直升机的性能、噪声、空机重量控制等要求外,运用基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法,引入旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线作为设计约束,有效控制高原飞行任务剖面旋翼系统的载荷。

以 AC313 大型直升机的旋翼设计为例介绍基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计。AC313 直升机作为一款 13 t 级大型多用途民用直升机,其一个重要目标是突破青藏高原运行难题,实现在海拔 4 500 m 起飞、5 500 m 高度巡航的运输飞行任务。针对旋翼总体气动设计,引入了旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线,对典型高原飞行任务剖面的旋翼系统载荷实施重点控制。

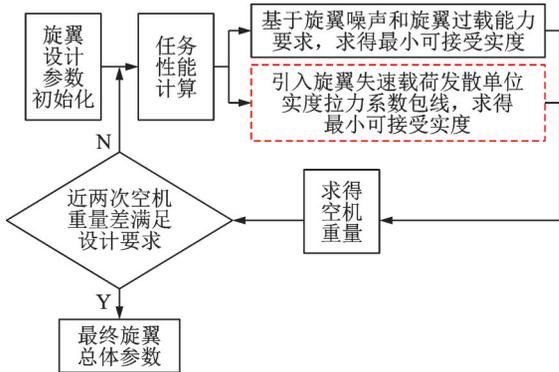


图9 高原直升机旋翼设计流程

Fig.9 Design process of plateau helicopter rotor

图10给出了AC313直升机旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线,并给出了在2 000、4 500和5 500 m典型飞行任务剖面的 C_T/σ 。基于此包线,旋翼在综合权衡各种约束条件后,优先采用大实度设计,AC313直升机旋翼实度达到0.117,大于其他常规直升机旋翼实度0.03~0.1^[24],从而使得执行4 500 m典型飞行任务时, C_T/σ 恰好落在包线上,不会出现失速载荷发散现象。而执行5 500 m典型飞行任务剖面时,其 C_T/σ 则略微超出包线,这主要为权衡旋翼能力、桨叶重量及操纵载荷所致。因为进一步加大旋翼实度,可使得 C_T/σ 减少,但与此同时,也会进一步增加旋翼过载能力,导致旋翼系统和空机重量增加。况且,旋翼发生轻度失速虽增加了操纵系统的载荷,但载荷增加有限,对操纵系统影响可控,综合权衡操纵系统的重量增加和全机空机重量增加之间的关系,从而选择对提高商载最为有利的路径。

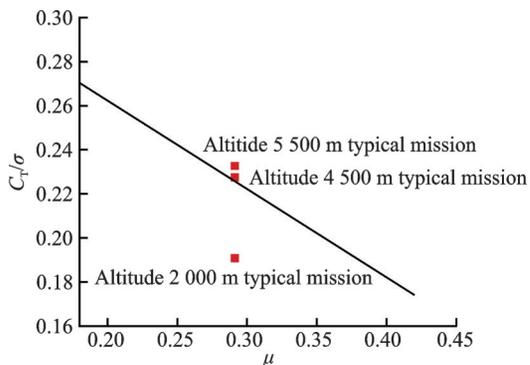


图10 AC313旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线

Fig.10 C_T/σ envelope of rotor stall load divergence of AC313 helicopter

试飞验证结果表明,AC313旋翼气动设计是成功的。AC313直升机在2010—2011年之间的青藏高原试飞过程中,海拔1 160 km从青海格尔木直飞西藏拉萨、登陆5 200 m珠峰大本营、飞越

8 000 m高空,创造多项飞行记录,旋翼拉杆载荷及操纵系统载荷均未出现突增,机身未出现异常振动,验证了基于载荷发散控制旋翼高原气动设计方法的良好效果。

综上,本文提出的基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法,主要包含以下步骤:

(1)设计基本旋翼,构建旋翼动力学模型,计算桨叶动态气动扭矩系数 C_m 随 C_T/σ 的变化曲线,找到 C_m 快速增大点对应的 C_T/σ ,作为旋翼失速基本判据。

(2)通过不同前进比下 C_m 突增点的选取,构建旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线。

(3)设计高原型直升机旋翼时,除将直升机的性能、噪声、空机重量控制等要求作为设计目标外,引入旋翼失速载荷发散单位实度拉力系数包线作为设计边界。

经多轮设计迭代,最终确定旋翼总体参数及气动布局。

6 结 论

高原环境下空气稀薄,直升机重载快速飞行时,旋翼处于大总距,后行桨叶气动迎角增大,极易发生失速。一旦旋翼失速发生,桨叶铰链力矩将由失速前的缓慢增长突变为急剧增长,呈现发散之势,加大了操纵系统疲劳损伤。若旋翼失速进一步加剧,会增大机身振动幅值,舒适性不可接受,甚至威胁飞行安全。因此,在进行高原直升机旋翼总体参数设计时,除充分考虑直升机的性能、噪声、空机重量控制等要求外,还要着重考虑旋翼处于高原环境下的失速问题。

通过AC313直升机旋翼总体气动设计验证实践,形成了基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法。AC313直升机高原飞行实际情况以及理论分析表明,运用基于载荷发散控制的旋翼高原气动设计方法,可控制旋翼在高空典型飞行剖面发生失速的风险,有效控制旋翼操纵系统的载荷,增加了操纵系统使用寿命,提升了舒适性,很大程度上保证了飞行安全,对直升机全生命周期的高效舒适安全使用意义重大。

参考文献:

- [1] 陈笑天,吴裕平,田旭.旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法研究[J].航空科学技术,2019,30(9):19-24.

CHEN Xiaotian, WU Yuping, TIAN Xu. Research on

- comprehensive aerodynamic optimum design method of rotor airfoil at medium and high speed[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2019, 30(9): 19-24.
- [2] 宋超,周铸,李伟斌,等.旋翼翼型高维多目标气动优化设计[J]. *北京航空航天大学学报*, 2022, 48(1): 95-105.
SONG Chao, ZHOU Zhu, LI Weibin, et al. Many-objective aerodynamic optimization design for rotor airfoils[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2022, 48(1): 95-105.
- [3] 李生伟,熊俊卿,王鑫磊.直升机新型旋翼翼型气动特性与布局分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2020, 52(2): 318-333.
LI Shengwei, XIONG Junqing, WANG Xinlei. New helicopter rotor aerodynamic characteristics and layout analysis[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2020, 52(2): 318-333.
- [4] 李萍,庄开莲,李静.国外直升机旋翼翼型研究综述[J]. *直升机技术*, 2007(3): 103-109.
LI Ping, ZHUANG Kailian, LI Jing. Review of research on helicopter rotor airfoil[J]. *Helicopter Technique*, 2007(3): 103-109.
- [5] 韩忠华,高正红,宋文萍,等.翼型研究的历史、现状与未来发展[J]. *空气动力学学报*, 2021, 39(6): 1-36.
HAN Zhonghua, GAO Zhenghong, SONG Wenping, et al. On airfoil research and development: History, current status, and future directions[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, 39(6): 1-36.
- [6] 陈平剑,徐玉貌.旋翼桨叶气动外形设计[J]. *直升机技术*, 2007(3): 16-19.
CHEN Pingjian, XU Yumao. Aerodynamic design of rotor blade[J]. *Helicopter Technique*, 2007(3): 16-19.
- [7] 王博.基于CFD方法的先进旋翼气动特性数值模拟及优化研究[D].南京:南京航空航天大学, 2012.
WANG Bo. Numerical simulations and optimizations on aerodynamic characteristics of advanced rotor by CFD method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [8] 王博,招启军,徐国华.悬停状态直升机桨叶扭转分布的优化数值研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(7): 1163-1172.
WANG Bo, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical optimization of helicopter rotor twist distribution in hover[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(7): 1163-1172.
- [9] ROBERT H, BOBERT H, SIMON S. BERP IV—The design, development and testing of an advance rotor blade [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum. Canada: AHS, 2008.
- [10] ROBINSON K, BROCKLEHURST A. BERP IV aerodynamics, performance and flight envelope [C]//Proceedings of the 34th European Rotorcraft Forum. Liverpool, UK: [s.n.], 2008.
- [11] 林永峰,陈平剑,招启军.抛物线后掠桨尖旋翼悬停气动特性试验及理论分析研究[J]. *直升机技术*, 2008(3): 69-73.
LIN Yongfeng, CHEN Pingjian, ZHAO Qijun. Theoretical and experimental research on the aerodynamic characteristics of the rotor with the parabola sweep-back blade-tip in hover[J]. *Helicopter Technique*, 2008(3): 69-73.
- [12] 招启军,徐国华.新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J]. *航空学报*, 2009, 30(3): 422-429.
ZHAO Qijun, XU Guohua. Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3): 422-429.
- [13] 宋文萍,韩忠华,王立群,等.旋翼桨尖几何形状对旋翼气动噪声影响的定量计算分析[J]. *计算物理*, 2001, 18(6): 569-572.
SONG Wenping, HAN Zhonghua, WANG Liqun, et al. The effect of blade-tip shape on rotor aeroacoustic noise by Euler/Kirchhoff method[J]. *Chinese Journal of Computational Physics*, 2001, 18(6): 569-572.
- [14] IVCHIN V A, TISCHENKO M N, ANIMITSA V A, et al. Analysis of model and full-scale investigation results of helicopter blade aerodynamic configuration effect on pitch link load [C]//Proceedings of the 22nd European Rotorcraft Forum. London, England: [s.n.], 1996.
- [15] IVCHIN V A, LISS A. Analytical and experimental studies of two tip-swept blade versions [C]//Proceedings of the 25th European Rotorcraft Forum. Rome, Italy: [s.n.], 1999.
- [16] 袁明川,孙朋朋,樊枫,等.共轴刚性旋翼变距轴线对铰链力矩影响分析[J]. *航空科学技术*, 2018, 29(4): 61-66.
YUAN Mingchuan, SUN Pengpeng, FAN Feng, et al. Investigation on blade aerodynamic hinge moment of coaxial rigid rotor with different pitch axes[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2018, 29(4): 61-66.
- [17] 王荣.直升机旋翼桨毂振动载荷与桨叶动态失速控制[D].南京:南京航空航天大学, 2014.
WANG Rong. Control of helicopter rotor hub vibration load and blade dynamic stall[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [18] 约翰逊 W.直升机理论[M].孙如林,高义中,徐直,

- 等译.北京:航空工业出版社,1991.
- [19] 史勇杰,厉聪聪,徐国华.基于合成射流的旋翼翼型动态失速控制研究[J].南京航空航天大学学报,2020,52(2):270-279.
SHI Yongjie, LI Congcong, XU Guohua. Rotor airfoil dynamic stall control based on synthetic jet[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 270-279
- [20] 李国强,赵鑫海,易仕和,等.旋翼动态失速与反流流动控制研究进展[J].实验流体力学,2023,37(4):29-47.
LI Guoqiang, ZHAO Xinhai, YI Shihe, et al. Research progress on rotor reverse flow and dynamic stall flow control methods[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2023, 37(4): 29-47.
- [21] 吴霖鑫,李国强,杨永东,等.旋翼翼型动态失速等离子体流动控制试验研究[J].南京航空航天大学学报,2021,53(5):801-812.
WU Linxin, LI Guoqiang, YANG Yongdong, et al. Experimental research on dynamic stalled plasma flow control of rotor airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(5): 801-812.
- [22] 井思梦,赵国庆,招启军.翼型动态失速气动力二次峰值数值模拟研究[J].南京航空航天大学学报,2022,54(2):191-202.
JING Simeng, ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun. Numerical research on secondary peak of aerodynamic forces of airfoil under dynamic stall [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2): 191-202.
- [23] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(3): 3-17.
- [24] 张呈林,郭才根.直升机总体设计[M].北京:国防工业出版社,2006.

(编辑:孙静)