

直升机双层平尾构型气动特性分析

孙会迅, 孙朋朋, 杨永飞, 袁明川, 樊枫, 林永峰

(中国直升机设计研究所 直升机动力学全国重点实验室, 江西 景德镇 333000)

摘 要:为分析双层平尾气动特性,采用 CFD 方法建立了直升机平尾计算模型,获得了低速前飞和机身大迎角状态不同构型平尾的气动特性,分析了单层和双层平尾构型的气动特性和流场特点,研究了双层平尾对低速前飞状态和大迎角状态的纵向静稳定性改善作用机理。结果表明:双层平尾构型通过抑制旋翼/平尾干扰改善低速前飞状态下的直升机俯仰力矩突增问题,前进比为 0.05 时,双层平尾俯仰力矩比单层平尾减小 56.8%;双层平尾的失速迎角和最大俯仰力矩增大,从而增强直升机大迎角状态的纵向静稳定性,迎角 20° 时,双层平尾俯仰力矩比单层平尾增大 60.1%。

关 键 词:双层平尾;气动特性;气动干扰;纵向静稳定性;CFD

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)02-0232-09

平尾是直升机的重要部件之一,主要起到改善直升机平衡操纵特性的作用。与固定翼飞机不同,直升机平尾受到旋翼尾迹影响,在低速前飞状态,旋翼尾迹撞击平尾,引起平尾气动力突然变化,导致机体姿态突变^[1]。另外,在直升机进场下降和自转下滑状态,机身迎角较大,平尾容易失速,导致平尾俯仰力矩下降,难以保证直升机的纵向稳定性要求^[2],这些都是直升机平尾设计的难点问题。当前直升机平尾多为单层平尾,直升机平尾设计时,常通过调整平尾的布置位置减小旋翼/平尾干扰的影响,采用增加前、后缘条和前缘缝翼等措施改善平尾的失速特性^[3-5]。然而,空客 H160 直升机首次采用双层平尾气动布局,突破原有的直升机平尾设计理念,因此,开展双层平尾的气动特性分析具有重要意义。

对于单层平尾的气动特性,国内外研究者已经开展了详细的研究,风洞试验研究^[6-8]揭示了旋翼/单层平尾干扰机理,数值模拟研究^[9-11]获得了旋翼/单层平尾干扰的更多流场细节,另外有研究^[4,5]分析某些局部结构对单层平尾的失速特性影响。至今,对单层平尾的气动特性已有比较深入的认识。

然而,H160 直升机首次采用双层平尾构型,给

直升机平尾研究带来新的问题。双层平尾属于双翼布局设计,双翼布局被广泛应用于航空飞行器设计,研究发现双翼布局在某些情况下可以获得比单翼布局更好的气动特性^[12-16]。目前国内外对这种新的平尾构型研究还很少。国外 Kelaidis 等^[17]对双层平尾的设计方法和发展做了介绍,主要从工程设计的角度对孤立双层平尾的设计思路和降低旋翼/平尾干扰的机理进行阐述。国内孙会迅等^[18]采用 CFD 方法(computational fluid dynamics)分析了双层平尾的旋翼/平尾简化计算模型的气动干扰特性,初步研究了双层平尾对旋翼/平尾干扰的抑制机理。通过调研发现,公开文献中针对直升机双层平尾构型气动特性的深入研究很少,因此有必要针对直升机双层平尾构型的气动特性开展研究。

鉴于此,本文采用数值计算方法分析了双层平尾构型气动特性,流场计算采用经过试验验证的 CFD 方法。建立双层平尾构型直升机计算模型,对低速前飞和机身大迎角姿态的平尾气动特性进行计算,分析了双层平尾构型的气动特性,研究了双层平尾对低速前飞状态和大迎角状态的纵向静稳定性改善作用机理,为直升机平尾设计提供参考。

1 计算方法及验证

1.1 数值计算方法

动量源方法采用桨盘模型替代真实桨叶,在动

量方程中添加动量源项模拟旋翼对流场影响。动量源方法兼顾了计算效率和计算精度,已经广泛应用于旋翼与机身等部件干扰研究^[19-21]。本文研究重点为旋翼干扰下的平尾气动特性,因此采用动量源方法在旋翼/平尾干扰研究中模拟旋翼尾迹。

数值计算采用三维定常雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,空间离散采用二阶空间离散有限体积方法,惯性坐标系的雷诺平均 N-S 方程为

$$\int_{\Omega} \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = \int_{\Omega} \mathbf{J} \cdot \mathbf{n} d\Omega \quad (1)$$

式中

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V}_r \\ \rho u \mathbf{V}_r + p n_x \\ \rho v \mathbf{V}_r + p n_y \\ \rho w \mathbf{V}_r + p n_z \\ \rho H \mathbf{V}_r + p \mathbf{V}_t \end{bmatrix}$$
$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y + \tau_{xz} n_z \\ \tau_{yx} n_x + \tau_{yy} n_y + \tau_{yz} n_z \\ \tau_{zx} n_x + \tau_{zy} n_y + \tau_{zz} n_z \\ \Phi_x n_x + \Phi_y n_y + \Phi_z n_z \end{bmatrix},$$
$$\mathbf{n} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}^T, \quad \mathbf{J} = \begin{bmatrix} 0 \\ f_x \\ f_y \\ f_z \\ 0 \end{bmatrix}$$

Ω 为控制体单元体积, $\partial\Omega$ 为控制体单元面积, $\mathbf{n}$ 为控制体面的单位法向矢量, t 为时间, ρ 为气体密度, p 为气体压强, u, v, w 为速度的分量, $\mathbf{V}_r = (u_r, v_r, w_r)^T$ 表示相对速度, $\mathbf{V}_t = (u_t, v_t, w_t)^T$ 表示控制体的牵连速度, E 为总能, H 为总焓, $\mathbf{J}$ 为动量源项。数值计算采用可压缩流动求解器,湍流模型选择 S-A 模型,气体模型选择理想气体模型,边界条件为压力远场。

1.2 计算方法验证

Robin 模型是经典的气动干扰计算方法的验证算例^[22],ROBIN 模型包括旋翼和机身模型,采用本文方法计算了前进比为 0.01 和 0.15 状态下的旋翼/机身气动干扰时的机身时均压力分布结果。如图 1 所示,计算结果与试验结果相近,表明计算方法可靠。

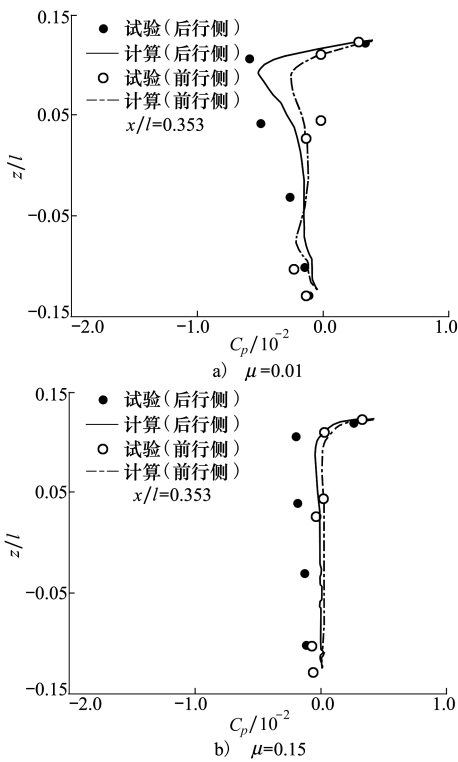


图 1 机身上的时均压力分布

2 直升机双层平尾构型气动特性分析

2.1 计算模型

建立直升机双层平尾计算模型,包括机身、旋翼和平尾等部件。其中,参照空客 H160 直升机外形,绘制机身和平尾模型几何外形。由于 H160 直升机未公开平尾翼型和旋翼气动布局,计算模型中平尾翼型采用 NACA0012 翼型,旋翼采用线性扭转的矩形桨叶,桨叶翼型采用 NACA0012 翼型。对机身和平尾划分笛卡尔网格,在物面处生成边界层网格,边界层网格为棱柱层网格,通过在动量方程中添加动量源项模拟旋翼对流场影响,对称截面网格如图 2 所示,网格总数约为 300 万。

直升机和双层平尾的几何及表面网格如图 3 和图 4 所示,双层平尾由上层平尾和下层平尾组成,其中上层平尾安装在尾梁上,下层平尾通过连接件吊挂在尾梁下部(模型处理简化了连接件)。

建立了用于计算对比的单层平尾构型直升机模型,小迎角范围的单双层平尾俯仰力矩系数截距和斜率基本相等,如图 5 所示。建立的单层平尾几何和表面网格如图 6 所示,单双层平尾安装角如表 1 所示。

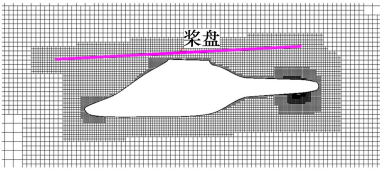


图 2 对称截面网格

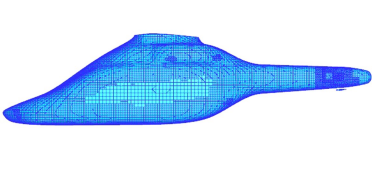


图 3 双层平尾构型直升机
几何及表面网格

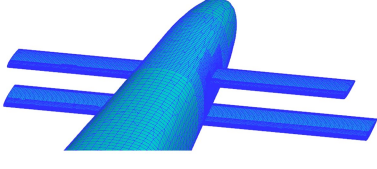


图 4 双层平尾几何和表面网格

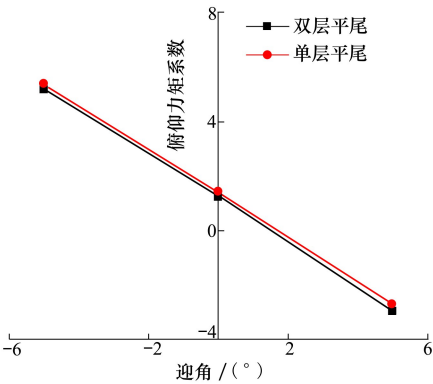


图 5 平尾俯仰力矩系数与迎角关系曲线

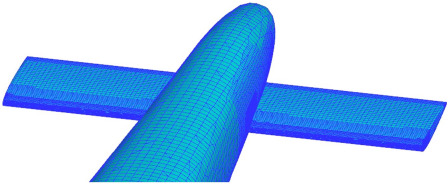


图 6 单层平尾几何和表面网格

表 1 平尾安装角	
部件	安装角/(°)
上层平尾	0
下层平尾	-5
单层平尾	-2.9

另外需要说明的是,计算低速前飞状态时,计算模型包括机身、平尾和旋翼,计算获得不同前进比下(旋翼拉力系数 $C_T=0.0064$)的平尾气动特性和流场特征。计算大迎角状态时,主要研究平尾自身的气动特性,计算模型包括机身和平尾。保持前飞速度不变(前进比 $\mu=0.19$),计算不同迎角下的直升机平尾气动特性。

2.2 低速前飞状态下的双层平尾气动特性分析

低速前飞状态,旋翼尾流向后倾斜撞击平尾,引起平尾俯仰力矩突变。本节分析了不同前进比下的不同构型平尾气动特性,探讨双层平尾对低速前飞

状态的直升机纵向静稳定性改善作用机理。

2.2.1 不同前进比下平尾气动分析

图 7 为平尾俯仰力矩随前进比变化(俯仰力矩为正对应抬头)。当前进比小于 0.1 时,直升机处于过渡飞行状态,单层平尾俯仰力矩存在突变情况,这将引起直升机姿态剧烈变化,而双层平尾构型俯仰力矩变化相对缓慢。前进比为 0.05 时,双层平尾俯仰力矩比单层平尾减小 56.8%,表明双层平尾构型能够改善过渡飞行状态下稳定性,当前进比大于 0.1 时,单层和双层平尾的俯仰力矩特性相近。

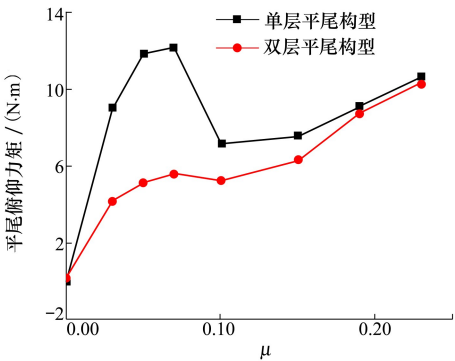


图 7 平尾俯仰力矩随前进比变化

平尾俯仰力矩与升力呈正相关,进一步分析平尾升力特性,图 8 为平尾升力随前进比变化。在过渡状态下,平尾升力存在突变,单层平尾升力突变导致俯仰力矩突然变化,而双层平尾的升力变化较小。图 9 为平尾干扰升力随前进比变化曲线,干扰升力等于平尾升力减去无旋翼干扰下平尾升力,可以看到平尾干扰升力与平尾升力变化规律一致,旋翼尾迹干扰使得平尾升力在过渡状态存在突变情况。相比单层平尾,前进比为 0.05 状态,双层平尾干扰升力下降 55%,表明双层平尾可以通过抑制旋翼/平尾干扰来改善低速前飞下的直升机静稳定性。

进一步分析双层平尾的上下层平尾干扰升力随前进比变化规律,如图 10 所示。在过渡飞行状态

下,上层平尾干扰升力变化规律与单层平尾相近,存在干扰升力突变情况,下层平尾干扰升力也存在突变但是不如上层平尾剧烈。在前进比为 0.05 左右时,上层平尾的升力向下凹,下层平尾的升力向上

凸,因此二者有抵消效应,使得双层平尾构型的整体升力变化较平缓。双层平尾的干扰升力未发生突变,推断是由于上下层平尾之间的气动干扰影响,具体原因需要通过流场分析进一步确定。

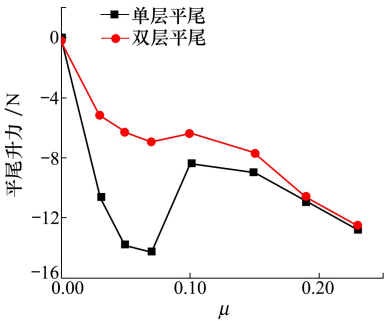


图 8 平尾升力随前进比变化

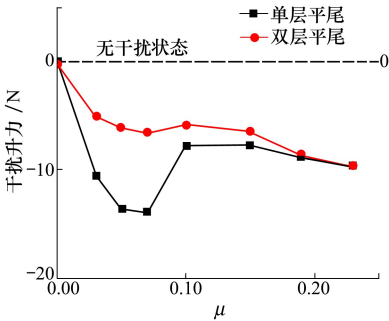


图 9 干扰升力随前进比变化

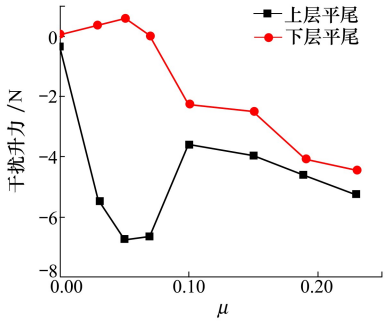


图 10 上下层平尾干扰升力随前进比变化

2.2.2 流场分析

图 11 为不同前进比下,纵向对称面垂向速度分布及流线图。在悬停状态下,旋翼尾迹向下,尾迹未撞击平尾。在低速前飞状态下($\mu=0.05$),旋翼尾翼向后方倾斜,旋翼尾迹撞击平尾。继续增大前飞速

度,中等速度前飞状态($\mu=0.19$),旋翼尾迹继续向后方倾斜,尾迹远离平尾。通过流场分析发现,低速前飞状态,旋翼尾迹撞击平尾,导致平尾升力突然增大。

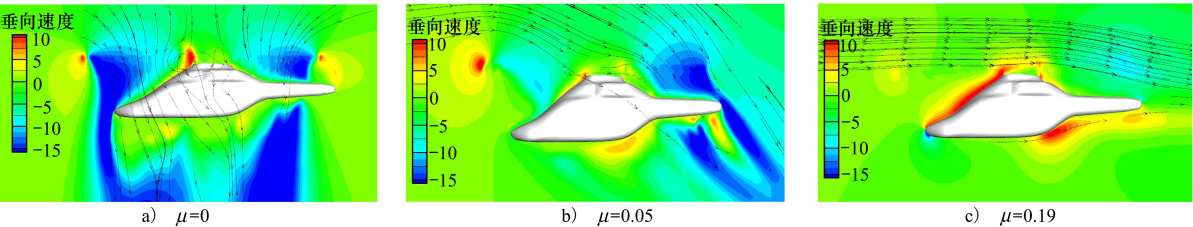


图 11 不同前进比下,纵向对称面垂向速度分布及流线图

不同前进比下的机身表面压力分布如图 12 所示。在悬停状态($\mu=0$)下,旋翼尾迹撞击尾梁位置,未撞击平尾,尾梁位置压力较大。在低速前飞状态($\mu=0.05$)下,旋翼尾迹撞击平尾,平尾上表面压

力增大。而继续增大前飞速度,中等速度前飞状态($\mu=0.19$),旋翼尾迹向后倾斜,平尾上表面压力减小。

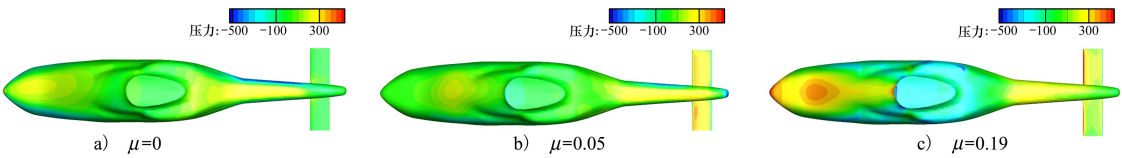


图 12 不同前进比下,机身表面压力分布

图 13 为低速前飞状态($\mu=0.05$)的纵向截面流线图。受旋翼尾迹干扰,单层平尾上表面压力增大,这会导致平尾向下升力增大,引起俯仰力矩突然增大,而双层平尾构型的上层平尾遮挡了旋翼尾流,下层平尾未受到旋翼尾流撞击,因此下层平尾的上表

面压力未增大,对应下层平尾升力未增大。另外,上层平尾因旋翼尾迹撞击而上表面压力增大,但是双层平尾设计降低了上层平尾面积,上层平尾的干扰升力相比单层平尾减小。

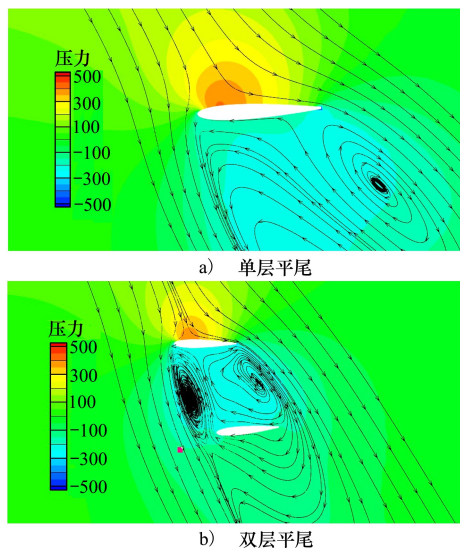


图13 低速前飞状态($\mu=0.05$),纵向截面压力分布及流线图

2.3 大迎角状态下的双层平尾气动特性分析

在进场和自转下滑阶段,直升机处于大迎角状态,该状态下平尾容易失速,导致平尾俯仰力矩突然减小,给直升机操纵带来严重影响。本节分析了不

同迎角状态的平尾气动特性,探讨双层平尾构型对大迎角状态的直升机纵向静稳定性改善作用机理。

2.3.1 不同迎角下平尾气动力分析

图14为平尾俯仰力矩随迎角(机身迎角)变化的关系曲线。当迎角小于 10° 时,双层平尾和单层平尾的俯仰力矩相近。当迎角大于 10° 时,单层平尾的俯仰力矩斜率绝对值减小,而双层平尾俯仰力矩线性变化范围更宽,且最大俯仰力矩值更大。迎角 20° 时,双层平尾的俯仰力矩比单层平尾增大60.1%,表明双层平尾构型可以延缓平尾失速,拓宽平尾迎角静稳定范围,增大操纵功效。

平尾俯仰力矩与升力呈正相关,进一步分析平尾升力特性,如图15所示。平尾升力与俯仰力矩随迎角变化规律一致,相比单层平尾,双层平尾失速迎角更大,且最大升力更大。进一步分析单双层平尾各个部件升力系数随迎角变化规律,图16为各部件升力系数随迎角变化的关系曲线。升力系数线性变化范围内,3个平尾的升力系数变化曲线平行,由于存在安装角差异,相同迎角下,3个平尾的升力系数数值不同;上层平尾与单层平尾的升力系数随迎角变化规律相近,最大升力系数也相近,而下层平尾的最大升力系数和失速迎角更大。

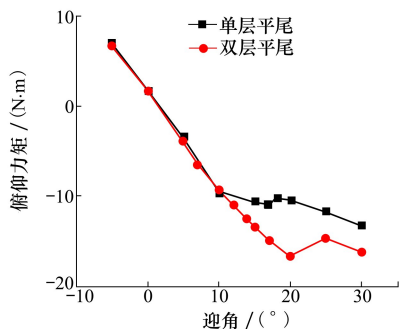


图14 不同迎角下的平尾俯仰力矩

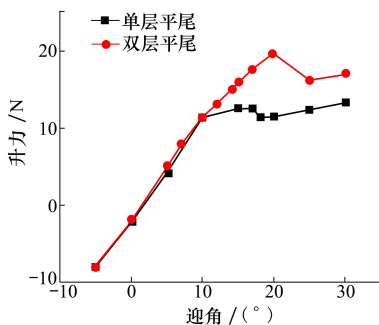


图15 不同迎角下的平尾升力

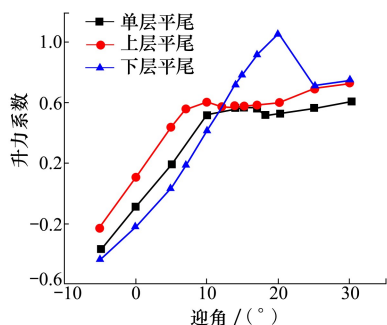


图16 各部件升力系数随迎角变化

由于双层平尾的上下层平尾安装角的差异,上下平尾不同时失速,一定程度上推迟了双层平尾整体升力下降,延缓平尾俯仰力矩的下降。同时下层平尾最大升力系数更大,使得双层平尾具有更大的操纵功效,其作用机理需要通过流场分析进一步确定。

2.3.2 流场分析

对比不同迎角下平尾压力分布,如图17所示。小迎角状态(10° 迎角),单层和双层平尾的压力分布均匀,上翼面前缘为低压区,平尾根部位置低压区

面积较大,符合小迎角状态的翼面压力分布特点;大迎角状态(20° 迎角),单层平尾根部上翼面低压区面积减小,低压区集中在翼尖位置,表明平尾根部上翼面可能发生流动分离,双层平尾的上层平尾压力分布与单层平尾类似,而下层平尾翼面压力分布未发生明显变化,与小迎角状态压力分布特点一致。

进一步分析大迎角下平尾中间截面速度特点如图18所示。大迎角状态(20° 迎角),单层平尾和上层平尾上翼面后缘发生流动分离,导致平尾升力下降。而下层平尾速度分布均匀,无流动分离现象。

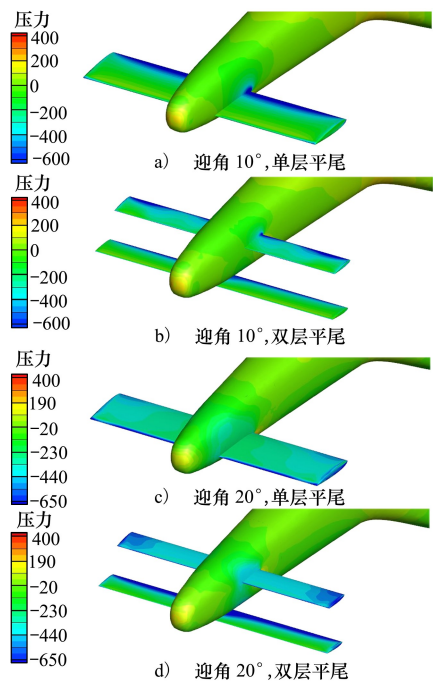


图 17 不同迎角下平尾压力分布

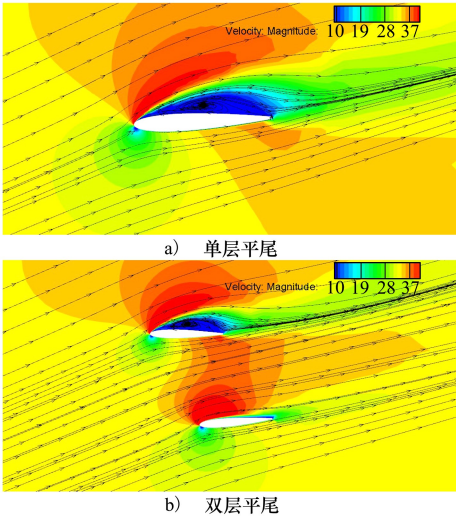


图 18 迎角 20°下,平尾中间截面速度分布及流线

这是因为上下层平尾安装角存在差值,下层平尾晚于上层平尾发生流动分离。

图 19 为平尾中间截面压力分布,迎角 10°时,平尾升力与迎角呈正比,平尾的实际迎角越大,翼面的压力差越大,因此,上层平尾压力差最大,而下层平尾压力差最小。大迎角状态下(20°迎角),上层平尾和单层平尾剖面压力差减小,对应上层平尾和单层平尾失速,升力下降,而下层平尾的剖面压力差最大,对应升力最大。

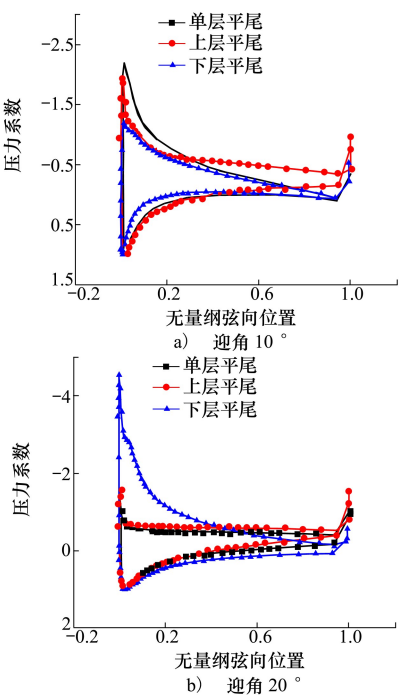


图 19 不同迎角下,平尾中间截面压力分布

考虑到各平尾安装角不同的影响,分析平尾升力系数随实际迎角变化规律,如图 20 所示,实际迎角等于机体迎角加上平尾安装角。单层平尾和上层平尾升力系数随实际迎角变化规律一致,而下层平尾的失速迎角和最大升力系数更大。推断各平尾气动性能的差异是由安装方式不同引起的,单层平尾和上层平尾安装在尾梁上,而下层平尾吊挂在尾梁下部,单层平尾和上层平尾气动性能较差可能是受翼身干扰导致,有研究指出翼身干扰可能导致翼根流动提前分离,降低翼面升力特性,包括升力线性段变短,最大升力和失速迎角减小等^[23-24]。

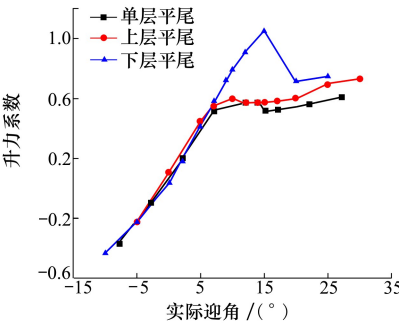
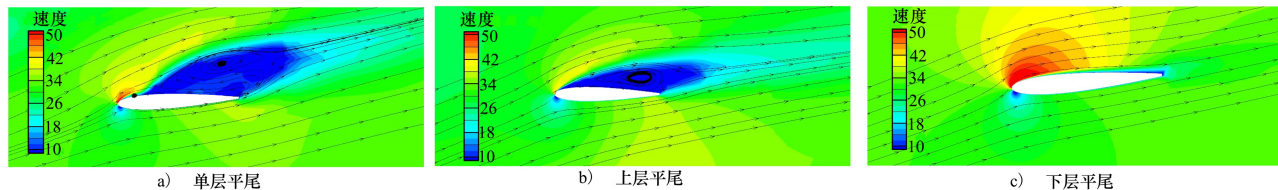


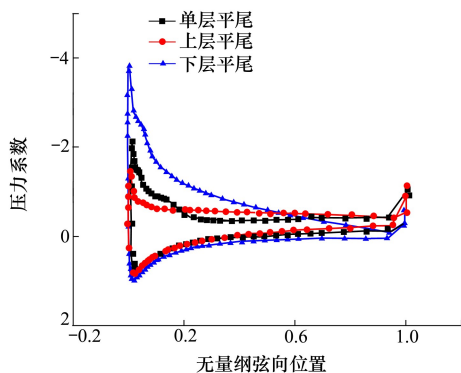
图 20 不同实际迎角下,各部件升力系数

图 21 为实际迎角 12°下,平尾根部截面速度分布及流线图,单层平尾和上层平尾上翼面均出现较

图 21 实际迎角 12° 下,平尾根部截面速度分布及流线图

大的流动分离区,表明根部流动情况恶化发生分离,而下层平尾速度分布均匀,流动平缓未发生分离。

图 22 为实际迎角 12° 下,平尾根部截面压力分布,3 个平尾的下翼面压力分布相近,而下层平尾的上翼面压力更低,因此下层平尾的根部翼面压力差更大。结果表明,单层和上层平尾的根部流动分离提前,升力系数线性段范围减小且最大升力系数降低,因此下层平尾失速迎角和最大升力系数更大。

图 22 实际迎角 12° 下,平尾根部截面压力分布

3 结 论

本文建立了基于 CFD 方法的双层平尾构型直升机计算模型,分析了低速前飞和机身大迎角姿态的平尾气动特性和流场特点,主要得到以下结论:

1) 双层平尾结构简洁,可抑制旋翼/平尾干扰,延迟平尾失速,可以作为一种被动流动控制构型。

2) 当前进比小于 0.1 时,直升机处于过渡飞行状态,单层平尾俯仰力矩存在突变情况,这将引起直升机姿态剧烈变化,而双层平尾构型俯仰力矩变化相对缓慢。前进比为 0.05 时,双层平尾俯仰力矩比单层平尾减小 56.8%,表明双层平尾构型能够改善过渡飞行状态下直升机纵向稳定性。

3) 直升机自转下滑和进场状态下,直升机迎角较大,平尾易失速而造成俯仰力矩突降,影响直升机纵向稳定性。相比单层平尾,双层平尾俯仰力矩线性变化段更宽,失速迎角延迟,且最大俯仰力矩更大,迎角 20° 时,双层平尾的俯仰力矩比单层平尾增大 60.1%,表明双层平尾构型可以增强直升机大迎角状态的纵向稳定性。

参考文献:

- [1] LEISHMAN J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. 2nd ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2006
- [2] 倪先平. 直升机气动设计有关问题分析[J]. 直升机技术, 1995(2): 1-11
NI Xianping. Analysis of some aerodynamic design problems for a helicopter[J]. Helicopter Technique, 1995(2): 1-11 (in Chinese)
- [3] 张呈林, 郭才根. 直升机总体设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006
ZHANG Chenglin, GUO Caigen. Overall design of helicopter[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006 (in Chinese)
- [4] 王建, 郭高峰, 延小超, 等. 一种平尾涡流发生器设计和流动控制研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(6): 116-124
WANG Jian, GUO Gaofeng, YAN Xiaochao, et al. Design and analysis of a vortex generator on horizontal tail[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(6): 116-124 (in Chinese)
- [5] 王鑫磊, 李生伟, 林长亮. 前缘缝翼构型平尾直升机气动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 288-293
WANG Xinlei, LI Shengwei, LIN Changliang. Aerodynamic characteristics of helicopter with leading-edge slatted horizontal tail [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 288-293 (in Chinese)
- [6] MOEDERSHEIM E, LEISHMAN J G. Investigation of aerodynamic interactions between a rotor and a t-tail empennage[J]. Jour-

- nal of the American Helicopter Society, 1998, 43: 37-46
- [7] GREGORIO F D. Flow field characterization and interactional aerodynamics analysis of a complete helicopter[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2012, 19(1): 19-36
- [8] 孙正荣, 杨永东. 悬停及小速度前飞状态下旋翼对机身及平尾气动特性的影响[J]. *空气动力学学报*, 1999, 17(3): 243-250
- SUN Zhengrong, YANG Yongdong. Effects of rotor on fuselage and horizontal tail aerodynamics in hover and low speed forward flight[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1999, 17(3): 243-250 (in Chinese)
- [9] BIAVA M, VIGEVANO L. Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2012, 19(1): 37-49
- [10] RINKER M, RIES T, EMBACHER M, et al. Simulation of rotor-empennage interactional aerodynamics in comparison to experimental data[C]//75th Annual Forum of the Vertical Flight Society, 2019
- [11] 谭剑锋, 王浩文, 吴超, 等. 基于非定常面元/黏性涡粒子混合法的旋翼/平尾非定常气动干扰[J]. *航空学报*, 2014, 35(3): 643-656
- TAN Jianfeng, WANG Haowen, WU Chao, et al. Rotor/empennage unsteady aerodynamic interaction with unsteady panel/viscous vortex particle hybrid method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(3): 643-656 (in Chinese)
- [12] FAURE T M, DUMAS L, MONTAGNIER O. Numerical study of two-airfoil arrangements by a discrete Vortex method[J]. *Theoretical & Computational Fluid Dynamics*, 2020, 34(1/2): 79-103
- [13] MOSCHETTA J M, THIPIYOPAS C. Aerodynamic performance of a biplane micro air vehicle[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(1): 291-299
- [14] JONES R, CLEAVER D J, GURSUL I. Aerodynamics of biplane and tandem wings at low Reynolds numbers[J]. *Experiments in Fluids*, 2015, 56(6): 1-25
- [15] 陈勇亮. 基于电动分布式动力布局飞行器实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019
- CHEN Yongliang. Experimental study on the distributed electric propulsion aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019 (in Chinese)
- [16] 张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究[J]. *工程力学*, 2019, 36(10): 244-256
- ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low reynolds number doubly-tandem wing configurations[J]. *Engineering Mechanics*, 2019, 36(10): 244-256 (in Chinese)
- [17] KELAIDIS M, ALLONGUE M, LEYDER S. The biplane stabilizer of the H160 helicopter-design & development[C]//The ERF 42nd Annual Forum, 2016
- [18] 孙会迅, 孙朋朋, 林永峰, 等. 双层平尾对旋翼/平尾干扰的抑制机理研究[J]. *直升机技术*, 2021, 210(4): 1-6
- SUN Huixun, SUN Pengpeng, LIN Yongfeng, et al. Analysis on the suppression mechanism of biplane tailplane to rotor/empennage aerodynamic interaction[J]. *Helicopter Technique*, 2021, 210(4): 1-6 (in Chinese)
- [19] BLACHA M, FINKA, EGLINP, et al. "CLEANSKY2": exploring new rotorcraft high speed configurations[C]//The 43rd European Rotorcraft Forum, 2017
- [20] VELDHUIS L. Aerodynamic installation effects of lateral rotors on a novel compound helicopter configuration[C]//The AHS International 74th Annual Forum & Technology Display, 2018
- [21] 何晓萍, 韩东, 杨克龙, 等. 基于双螺旋桨推进的复合式直升机飞行性能[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(4): 815-822
- HE Xiaoping, HAN Dong, YANG Kelong, et al. Flight performance of compound helicopter with twin propeller[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(4): 815-822 (in Chinese)
- [22] RAYMOND E M, GORTON S A. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA TM 2000-210286, 2000
- [23] 袁广田, 黄鹏, 韩意新. 飞机翼身干扰流动分离机理研究[J]. *应用力学学报*, 2020, 37(1): 98-104
- YUAN Guangtian, HUANG Peng, HAN Yixin. Mechanism of flow separation induced by aircraft wing-body interference[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2020, 37(1): 98-104 (in Chinese)
- [24] 徐敏, 安效民. 飞行器空气动力特性分析与计算方法[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012: 116-117
- XU Min, AN Xiaomin. Analysis and computing method of aircraft aerodynamics[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012: 116-117 (in Chinese)

Analysis of aerodynamic characteristics of helicopter biplane tailplane

SUN Huixun, SUN Pengpeng, YANG Yongfei, YUAN Mingchuan,
FAN Feng, LIN Yongfeng

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics, China Helicopter Research and Development Institute,)
Jingdezhen 333000, China

Abstract: To analyze the aerodynamic characteristics of helicopter biplane tailplane, computational models for helicopter biplane tailplane and monoplane tailplane were established via CFD. The aerodynamic characteristics of different configurations of tailplanes at low speed forward flight and high angle of attack was obtained. The aerodynamic characteristics and flow characteristics of biplane/monoplane tailplane were analyzed. The mechanism of biplane tailplane to improve the longitudinal static stability at low speed forward flight and high angle of attack was investigated. The results show that the biplane tailplane can improve the helicopter pitch moment surge at low speed forward flight by restraining the rotor/tailplane interference, comparing with the monoplane tailplane, the pitch moment of the biplane tailplane was reduced by about 56.8% at an advance ratio of 0.05. The stall angle of attack and maximum pitch moment of the biplane tailplane were larger, which can enhance the helicopter longitudinal static stability at high angle of attack, comparing with the monoplane tailplane, the pitch moment of the biplane tailplane increased by about 60.1% at an attack angle of 20° .

Keywords: biplane tailplane; aerodynamic characteristics; aerodynamic interaction; longitudinal static stability; CFD

引用格式: 孙会迅, 孙朋朋, 杨永飞, 等. 直升机双层平尾构型气动特性分析[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(2): 232-240
SUN Huixun, SUN Pengpeng, YANG Yongfei, et al. Analysis of aerodynamic characteristics of helicopter biplane tailplane [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(2): 232-240 (in Chinese)