

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-09

# 格尼襟翼对旋翼性能提升参数研究

刘少腾<sup>1,2</sup>, 刘向楠<sup>1,2</sup>, 邵天双<sup>1,2</sup>, 王普缘<sup>1,2</sup>

(1. 中国航空工业空气动力研究院 空气动力噪声及其控制黑龙江省重点实验室, 哈尔滨 150001)

(2. 中国航空工业空气动力研究院 低速高雷诺数航空科技重点实验室, 哈尔滨 150001)

**摘要:** 目前加装格尼襟翼的相关研究大多针对二维翼型。通过建立三维桨叶模型研究不同格尼襟翼参数对旋翼气动性能的影响, 首先建立一套基于桨叶加装格尼襟翼的三维旋翼气动特性数值模拟方法, 并采用典型试验数据进行验证; 然后分析格尼襟翼不同长度、不同高度、不同径向位置等参数对旋翼气动性能的影响; 最后通过分析桨叶加装格尼襟翼后桨叶表面压力分布、格尼襟翼位置处的剖面压力系数及流线图的变化, 初步探讨桨叶加装格尼襟翼旋翼的增升机理。结果表明, 当格尼襟翼高度为 $2\%c$ , 长度为 $0.2R$ , 中心位置为 $0.7R$ 时, 旋翼拉力最大提升了 $14.15\%$ ; 由于在格尼襟翼后方形成的双涡结构, 对翼型上表面流场形成一股吸附作用, 可以延缓桨叶上表面的流场分离, 达到提升旋翼拉力的作用。

**关键词:** 直升机; 悬停; 格尼襟翼; 参数分析; 气动特性; 机理研究

中图分类号: V275+.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

## Study on the impact of Gurney flap parameters on rotor performance improvement

LIU Shaoteng<sup>1,2</sup>, LIU Xiangnan<sup>1,2</sup>, SHAO Tianshuang<sup>1,2</sup>, WANG Puyuan<sup>1,2</sup>

(1. Heilongjiang Aero-acoustics and Noise Control Key Lab, AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China)

(2. Low Speed High Reynolds Number Key Lab of Aeronautical, AVIC Aerodynamics Research Institute, Harbin 150001, China)

**Abstract:** At present, most of the research on installing Gurney flaps is focused on two-dimensional airfoils. The three-dimensional blade model is established to investigate the influence of different Gurney flap parameters on rotor aerodynamic performance. Firstly, a three-dimensional numerical method for rotor aerodynamic characteristics with Gurney flap is established, and verified with typical experimental data. Then, the effects of different lengths, heights, and radial positions of the Gurney flap on the aerodynamic performance of the rotor are analyzed. Finally, by analyzing the pressure distribution on the blade surface, the pressure coefficient at the Gurney flap location, and changes in streamlines after installing the Gurney flap on the blade, the lift augmentation mechanism of the rotor blade equipped with the Gurney flap is preliminarily explored. The results show that when the Gurney flap height is  $2\%c$ , the length is  $0.2R$ , and the center position is  $0.7R$ , the rotor thrust is increased by  $14.15\%$ . The double vortex structure formed behind the Gurney flap can create a suction effect on the upper surface of the airfoil, which can delay flow separation on the upper surface of the blade, thereby enhancing the rotor thrust.

**Key words:** helicopter; hover; Gurney flap; parameter analysis; aerodynamic characteristics; mechanism study

收稿日期: 2024-09-10; 修回日期: 2024-11-27

通信作者: 刘少腾(1993-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: 523741646@qq.com

引用格式: 刘少腾, 刘向楠, 邵天双, 等. 格尼襟翼对旋翼性能提升参数研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-9.

LIU Shaoteng, LIU Xiangnan, SHAO Tianshuang, et al. Study on the impact of Gurney flap parameters on rotor performance improvement[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-9. (in Chinese)

## 0 引言

直升机由于其独特的结构形式在军民领域有着广泛的应用。随着低空经济的快速发展,对直升机的桨盘载荷、机动性能、飞行速度等能力提出了越来越高的要求,因此需要直升机具有更高的飞行效率、更快的飞行速度和更大的极限载荷<sup>[1-2]</sup>。

为提升旋翼的飞行性能,目前发展出被动设计<sup>[3-4]</sup>和主动控制两种方式。主动控制旋翼则可以根据飞行状态的改变,优化旋翼参数,提升旋翼升阻比,以适应不同飞行状态和飞行环境的需要,最大限度地提升旋翼性能。目前发展的旋翼主动控制技术主要包括旋翼变转速<sup>[5]</sup>、旋翼变直径<sup>[6]</sup>、桨叶变弦长<sup>[7]</sup>、主动扭转旋翼<sup>[8]</sup>、主动后缘襟翼<sup>[9]</sup>、主动格尼襟翼等方式。与其他几种变体方式相比,主动格尼襟翼(Active Gurney Flap,简称 AGF)因其构造简单、设计成本低和可靠性高等特点而存在很大的优势。

国内外研究者针对主动格尼襟翼旋翼进行了一些研究,格尼襟翼最初由美国赛车手 Don Gurney 发现并应用在赛车上用于提升抓地力<sup>[10]</sup>;Libeck<sup>[11]</sup>首先将格尼襟翼应用到航空领域,通过对加装格尼襟翼的 Newman 翼型开展风洞试验研究了格尼襟翼的增升原理;Michacel 等<sup>[12]</sup>针对 NACA23012 翼型加装格尼襟翼开展了风洞试验,研究表明加装格尼襟翼后翼型的最大升力系数增加,而零升迎角减小,同时会产生低头力矩;Kentfiled<sup>[13]</sup>首先考虑了在旋翼桨叶上使用格尼襟翼来提升直升机高速飞行性能,发现在旋翼悬停和前飞模式下可以增加 10% 的旋翼升力;Stalewski<sup>[14]</sup>开展了主动格尼襟翼模拟研究,结果表明以正弦的方式展开格尼襟翼可以降低旋翼 6.7% 的需用功率。国内,王元元等<sup>[15]</sup>开展了格尼襟翼改善翼型动态失速特性的研究;Li Yachen 等<sup>[16]</sup>研究了格尼襟翼安装角度和安装位置对翼型性能的影响;催钊等<sup>[17]</sup>开展了翼型加装格尼襟翼的风洞试验。总体来说国内相关研究起步较晚,且大多为针对二维翼型加装格尼襟翼开展。

本文以直升机旋翼三维桨叶加装格尼襟翼为研究对象,从格尼襟翼不同长度、不同高度、不同径向位置等参数出发,分析直升机桨叶在加装不同参数的格尼襟翼时对旋翼性能的影响规律,并初步探讨了格尼襟翼对旋翼性能提升的作用机理,以为后续开展格尼襟翼桨叶设计提供一定

的指导作用。

## 1 旋翼气动特性数值模拟方法

### 1.1 控制方程

考虑到粘性对旋翼气动特性的影响,采用非定常 N-S 方程作为主控方程,忽略彻体力,具体表达式为

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial t} + \frac{\partial \vec{F}}{\partial x} + \frac{\partial \vec{G}}{\partial y} + \frac{\partial \vec{H}}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

式中: $\vec{U}$ 、 $\vec{F}$ 、 $\vec{G}$ 、 $\vec{H}$ 均为列向量。

### 1.2 空间离散

采用格心格式的有限体积法离散控制方程。设  $\Omega$  为控制体,  $s$  为控制面,对 N-S 方程在控制体  $\Omega$  上积分,从而得到:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \vec{U} d\Omega + \oint_s \vec{Q}_c \cdot \vec{n} dS = \oint_s \vec{Q}_v \cdot \vec{n} dS \quad (2)$$

式中: $\vec{n}$ 为控制面的外法向量; $\vec{Q}_c$ 和 $\vec{Q}_v$ 分别为无粘通量和粘性通量。

计算中分别采用二阶中心差分格式进行粘性通量的离散以及通量微分分裂(FDS)方法进行无粘通量项的离散。

### 1.3 时间离散

旋翼的流场是非定常的,因此需要采用双时间方法进行时间推进。双时间方法包括物理时间和伪时间。记  $t$  为伪时间,  $\tau$  为物理时间。  $l$  为伪时间步,  $n$  为物理时间步,对空间离散后的控制方程进行差分处理可以得到:

$$\frac{d}{dt} (\Omega_i \mathbf{W}_i^{n+1}) = -\mathbf{R}_i(\mathbf{W}_i^{n+1}) \quad (3)$$

在伪时间上采用 LU-SGS 格式推进至收敛,即可认为  $\mathbf{W}_i^{l+1}$  等于  $\mathbf{W}_i^{n+1}$ ,则有:

$$\Omega_i \frac{\mathbf{W}_i^{l+1} - \mathbf{W}_i^l}{\Delta \tau} + \Omega_i \frac{3\mathbf{W}_i^{l+1} - 4\mathbf{W}_i^n + \mathbf{W}_i^{n-1}}{2\Delta t} = -\mathbf{R}_i(\mathbf{W}_i^l) \quad (4)$$

### 1.4 湍流模型

湍流模型采用  $k-\omega$  SST 模型,两方程 SST 模型可以表示为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - \beta^* \rho \omega k \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho\omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + P_\omega - \beta^* \rho \omega^2 + 2(1 - F_1) \frac{\rho \sigma_{\omega 2}}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (6)$$

式中： $\beta^*$  为 0.09； $\sigma_{\omega 2}$  为 0.5； $P_k = \mu_T \Omega^2$ ； $P_\omega = C_\omega \rho \Omega^2$ ； $F_1 = \tanh(\arg_1^4)$ ； $\mu_T$  为湍流粘性系数，可以表示为：

$$\mu_T = \frac{a_1 k \rho}{\max(a_1 \omega, s F_2)} \quad (7)$$

式中： $F_2 = \tanh(\arg_2^2)$ ； $k$  为湍流动能； $\omega$  为湍流动能比耗散率，在近壁面处  $F_1$  和  $F_2$  均趋近于 1。

### 1.5 网格系统

为准确模拟桨叶运动及方便更改格尼襟翼结构参数，网格划分采用运动嵌套网格方法，运动嵌套网格系统包含桨叶贴体网格和背景网格。

嵌套网格要求桨叶网格与背景网格交界面附近的网格尺寸应接近，计算中桨叶网格和背景网格均采用笛卡尔切割体网格，以较好地实现运动嵌套。桨叶网格表面附近生成边界层网格以保证网格贴体性和湍流模型对网格尺寸的要求。计算中生成的桨叶表面网格及运动嵌套网格系统如图 1~图 2 所示。

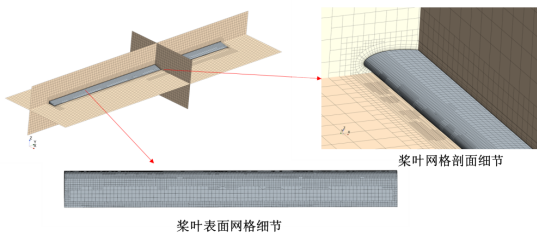
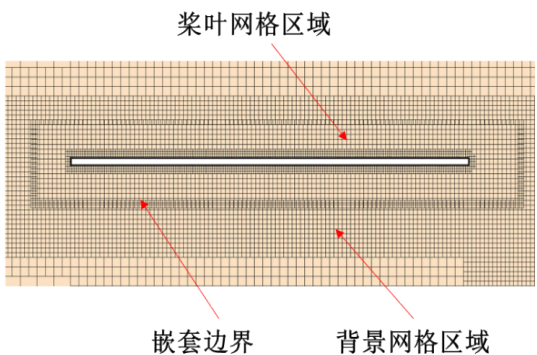
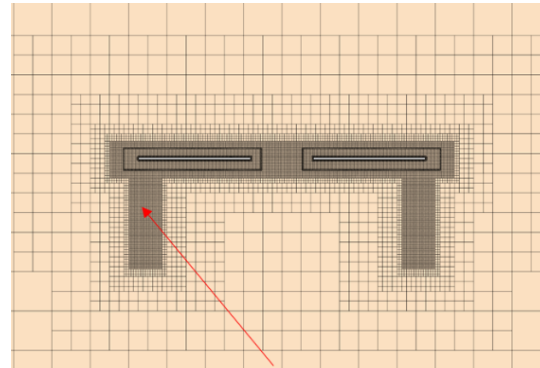


图 1 桨叶网格示意图  
Fig. 1 Schematic diagram of blade mesh



(a) 桨叶贴体网格



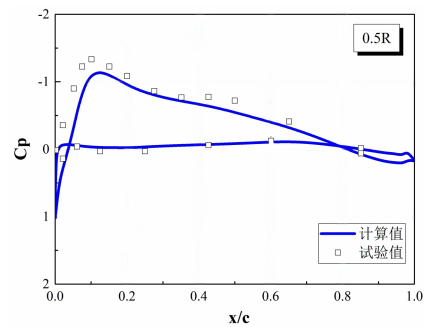
悬停状态尾迹加密区

(b) 整体网格

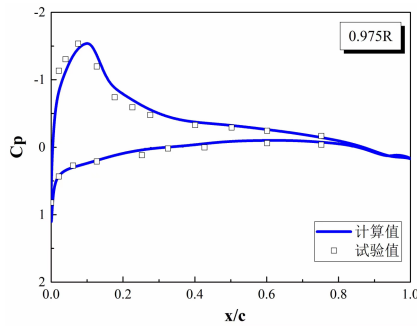
图 2 运动嵌套网格系统  
Fig. 2 Motion nested grid system

## 2 算例验证

Helishape 7A 旋翼是法国“Helishape”研究项目中使用的旋翼模型，该旋翼模型试验结果是典型的验证算例。该旋翼具有四片桨叶，半径为 2.1 m，桨叶弦长为 0.14 m，桨叶为矩形桨叶。计算状态 1：桨尖马赫数 ( $Ma_{tip}$ ) 为  $0.662Ma$ ，总距为  $7.5^\circ$ 。计算状态 2：桨尖马赫数为  $0.617Ma$ ，总距为  $5.97^\circ$ 、 $7.00^\circ$ 、 $7.46^\circ$ 、 $8.00^\circ$ 、 $8.94^\circ$ 。桨叶不同剖面位置处的压强分布如图 3 所示，拉力系数  $C_T$ 、扭矩系数  $C_Q$  随总距的变化如图 4 所示，可以看出：计算得到的不同剖面的压强分布及气动性能结果均与试验值吻合性良好，证明本文建立的旋翼气动计算模型能够较为准确的预测旋翼性能，精度能够满足工程应用要求。



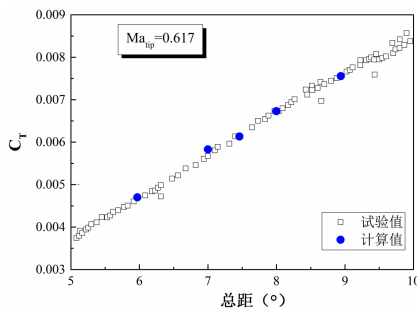
(a) 0.5R 剖面位置压强分布



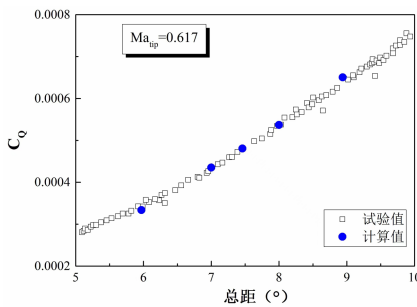
(b) 0.975R 剖面位置压强分布

图3 桨叶剖面压强分布

Fig. 3 Pressure distribution of blade profile



(a) 拉力系数随总距变化



(b) 扭矩系数随总距变化

图4 旋翼气动性能

Fig. 4 Aerodynamic performance of rotor

为进一步验证翼型加装格尼襟翼后的模拟精度,针对NACA 0012翼型加装格尼襟翼风洞试验结果进行验证。实验马赫数为 $0.3Ma$ ,实验结果与计算结果对比如图5所示,可以看出:实验值与计算值的模拟精度良好。

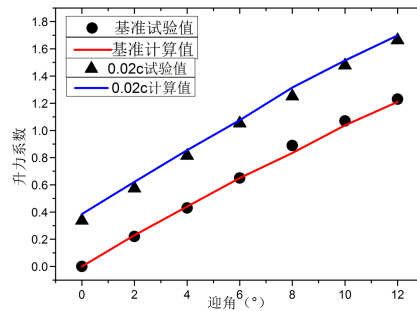


图5 升力系数随迎角变化曲线

Fig. 5 Lift coefficient variation curve with angle of attack

### 3 计算结果与分析

#### 3.1 桨叶模型

桨叶模型为4 m直径两片桨叶,其具体参数如表1所示。

表1 桨叶参数

Table 1 Blade parameters

参数	数值	参数	数值
直径/m	4	扭转角/(°)	-8
翼型	NACA 23012	外形	矩形
弦长/mm	170	桨尖速度/( $m \cdot s^{-1}$ )	150

格尼襟翼参数主要包含了不同高度 $h$ 、不同长度 $l$ 及不同径向位置 $a$ ,格尼襟翼弦向位置 $s$ 固定为距前缘90% $c$ 处( $c$ 表示弦长)。格尼襟翼示意图如图5所示,具体变化参数如表2所示。

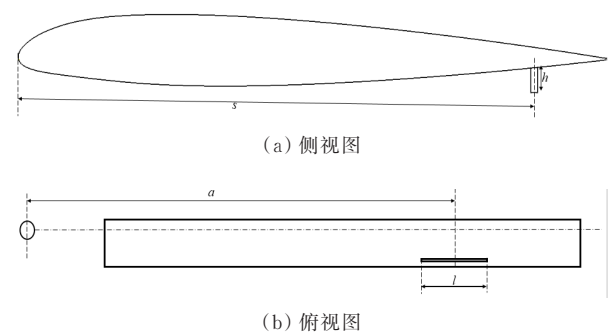


图5 格尼襟翼示意图

Fig. 5 Schematic diagram of Gurney flap

表2 桨叶编号及格尼襟翼设置  
Table 2 Blade number and Gurney flap setting

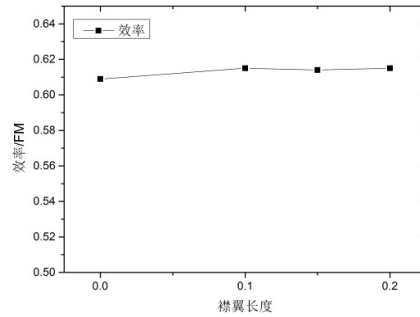
桨叶编号	格尼襟翼设置
基准桨叶	无
#0襟翼	高度2% <i>c</i> ,长度0.1 <i>R</i> ,位置0.7 <i>R</i>
#1襟翼	高度1% <i>c</i> ,长度0.1 <i>R</i> ,位置0.7 <i>R</i>
#2襟翼	高度2% <i>c</i> ,长度0.1 <i>R</i> ,位置0.6 <i>R</i>
#3襟翼	高度2% <i>c</i> ,长度0.15 <i>R</i> ,位置0.7 <i>R</i>
#4襟翼	高度2% <i>c</i> ,长度0.2 <i>R</i> ,位置0.7 <i>R</i>
#5襟翼	高度3% <i>c</i> ,长度0.1 <i>R</i> ,位置0.7 <i>R</i>
#6襟翼	高度2% <i>c</i> ,长度0.1 <i>R</i> ,位置0.8 <i>R</i>

### 3.2 结果分析

为了分析格尼襟翼不同长度、高度和径向位置对旋翼气动性能的影响规律,本文针对8°总距悬停状态展开分析。

#### 3.2.1 格尼襟翼长度影响分析

当格尼襟翼高度为2%*c*,格尼襟翼径向位置位于0.7*R*位置时,旋翼气动性能随格尼襟翼长度的变化规律如图6所示。



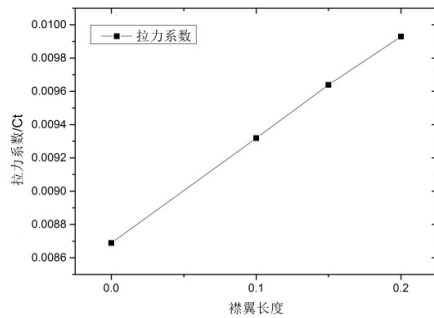
(c) 效率

图6 旋翼性能随格尼襟翼长度变化  
Fig. 6 Rotor performance varies with the length of the Gurney flaps

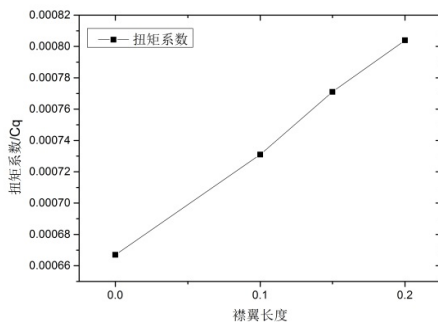
从图6可以看出:旋翼拉力随着格尼襟翼长度的增加而逐渐增大,与此同时旋翼扭矩也逐渐增加,而效率则基本保持不变。当格尼襟翼的长度分别为0.1*R*、0.15*R*、0.2*R*时,相对于基础桨叶,拉力分别提升了7.14%、10.82%和14.15%。

#### 3.2.2 格尼襟翼高度影响分析

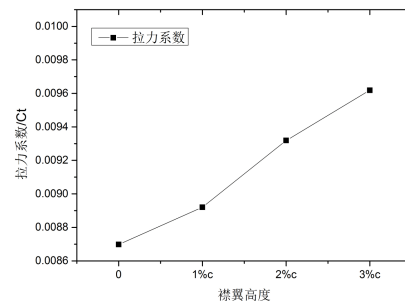
当格尼襟翼长度为0.1*R*,格尼襟翼径向位置位于0.7*R*位置时,旋翼气动性能随格尼襟翼高度的变化规律如图7所示。



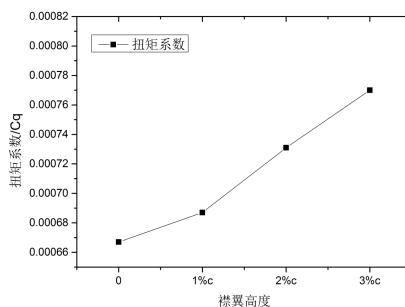
(a) 拉力系数



(b) 扭矩系数

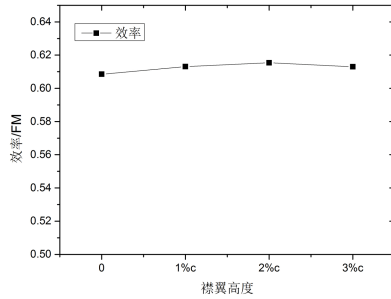


(a) 拉力系数



(b) 扭矩系数





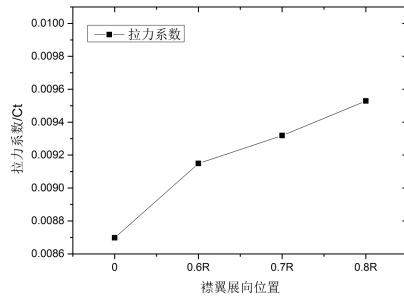
(c) 效率

图7 旋翼性能随格尼襟翼高度变化  
Fig. 7 Rotor performance varies with the height of the Gurney flaps

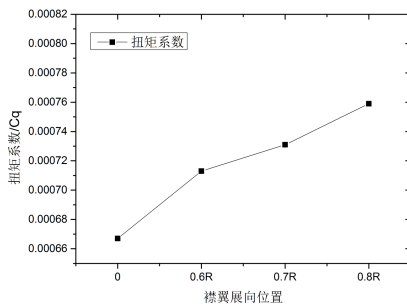
从图7可以看出:旋翼拉力及旋翼扭矩随着格尼襟翼高度的增加而逐渐增大,而效率则基本保持不变。当格尼襟翼的高度分别为 $1\%c$ 、 $2\%c$ 、 $3\%c$ 时,相对于基础桨叶,拉力分别提升了 $2.55\%$ 、 $7.14\%$ 和 $10.59\%$ 。

### 3.2.3 格尼襟翼位置影响分析

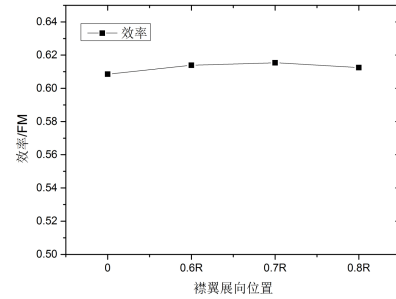
当格尼襟翼高度为 $2\%c$ ,格尼襟翼长度为 $0.1R$ 时,旋翼气动性能随格尼襟翼径向位置的变化规律如图8所示。



(a) 拉力系数



(b) 扭矩系数



(c) 效率

图8 旋翼性能随格尼襟翼中心位置变化  
Fig. 8 Rotor performance varies with the center position of the Gurney flaps

从图8可以看出:旋翼拉力及旋翼扭矩随着格尼襟翼逐渐靠近桨尖部位逐渐增大,而效率则基本保持不变。当格尼襟翼的径向位置分别为 $0.6R$ 、 $0.7R$ 、 $0.8R$ 时,相对于基础桨叶,拉力分别提升了 $5.19\%$ 、 $7.14\%$ 和 $9.55\%$ 。

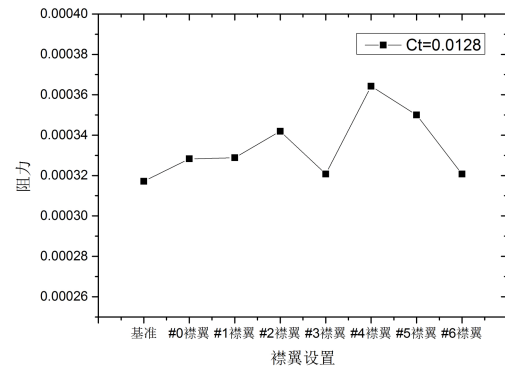
### 3.2.4 格尼襟翼对旋翼前飞性能影响分析

根据经验格尼襟翼在大前进比状态下对旋翼气动性能的改善较为明显,为此针对前进比 $\mu=0.4$ ,拉力系数 $C_T=0.0128$ 状态下的#1襟翼展开分析。旋翼前飞升阻比( $C_L/C_D$ )定义为

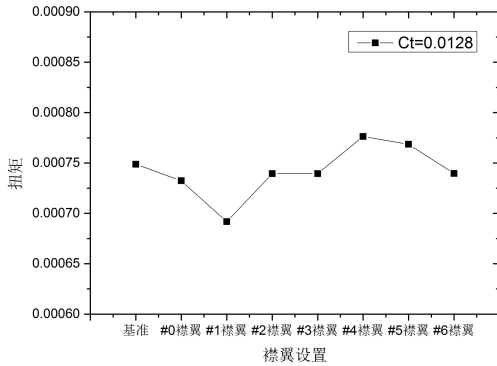
$$L/De = \frac{C_L}{C_D + C_Q/\mu} \quad (8)$$

式中: $C_L$ 为风轴系下旋翼升力系数; $C_D$ 为风轴系下旋翼阻力系数; $C_Q$ 为旋翼扭矩系数。等效阻力由阻力( $C_D$ )和功率当量阻力( $C_Q/\mu$ )两部分组成。

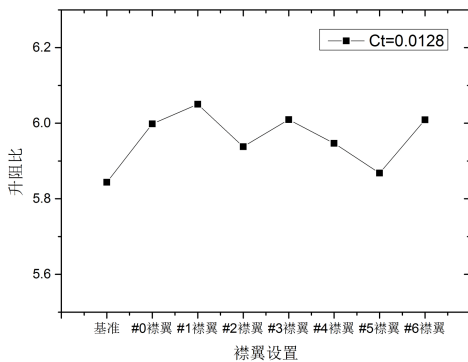
设定基准旋翼拉力系数为 $0.0128$ 进行配平,配平后的操纵量为,总距角 $9.3^\circ$ ,横向周期变距 $-7.6^\circ$ ,纵向周期变距角 $1.35^\circ$ 。计算结果如图9所示。



(a) 阻力



(b) 扭矩



(c) 升阻比

图9 前飞气动性能计算结果  
Fig. 9 Calculation results of aerodynamic performance for forward flight

从图9可以看出:当桨叶加装格尼襟翼后,在各种襟翼配置下旋翼阻力均会有增加,但旋翼扭矩除#4襟翼和#5襟翼增加外,其他襟翼配置均有降低,综合对比旋翼升阻比,桨叶加装格尼襟翼后,在7种襟翼配置下,旋翼升阻比均会提升,其中#1襟翼旋翼升阻比提升了3.25%。

### 3.2.5 格尼襟翼增升机理分析

8°总距悬停状态桨叶上、下表面压力分布对比如图10所示,可以看出:在格尼襟翼附近,襟翼#1桨叶的上表面压力有所减低;下表面压力在襟翼之前增强明显,在襟翼之后有所减弱,相对而言整体压力增强。为了进一步展示格尼襟翼对旋翼气动性能的影响机理,给出0.7R处的桨叶剖面压力系数对比,如图11所示,可以看出:在襟翼(0.9c)附近旋翼下剖面压力明显增强,上剖面压力有所

降低,因此产生更大的升力。

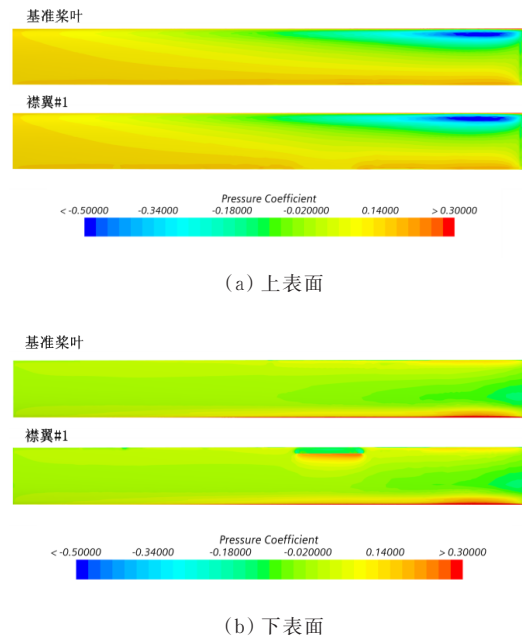


图10 桨叶上下表明压力对比  
Fig. 10 Comparison of pressure on the upper and lower surfaces of the blade

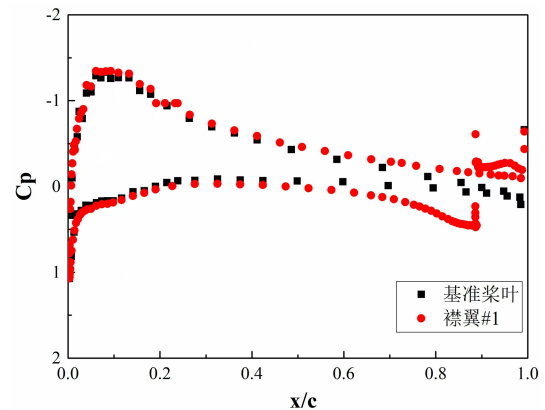
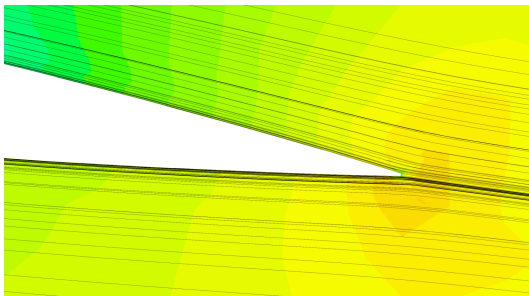
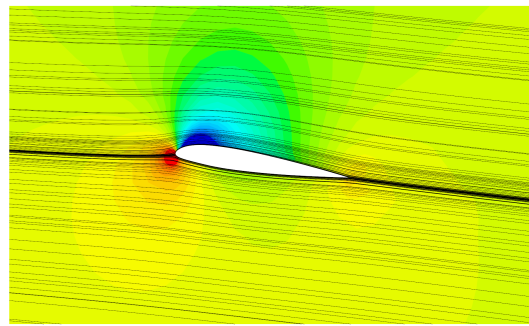
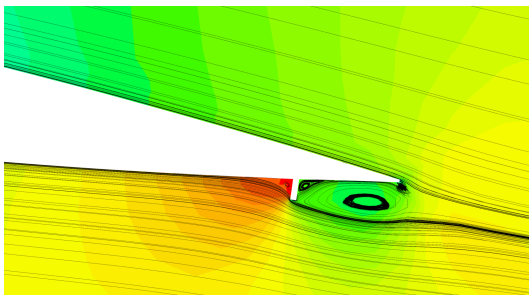
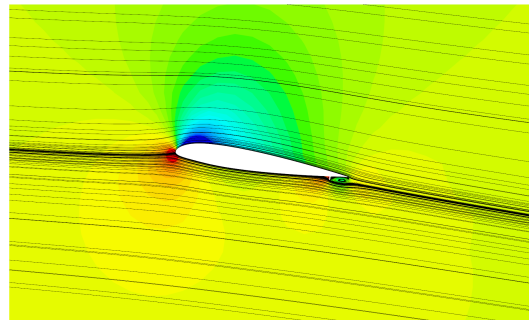


Fig. 11 Comparison of pressure coefficient of blade profiles

8°总距悬停状态桨叶0.7R剖面位置处压力系数分布云图及流线图如图12所示,大总距下格尼襟翼位置处的压力系数分布云图及流线图如图13所示,可以看出:在襟翼后方形形成明显的双涡结构,在大总距状态下,襟翼后方涡的形成对翼型上表面流场形成一股吸附力量,可以延缓桨叶上表面的流场分离,进而达到提升旋翼拉力的作用。



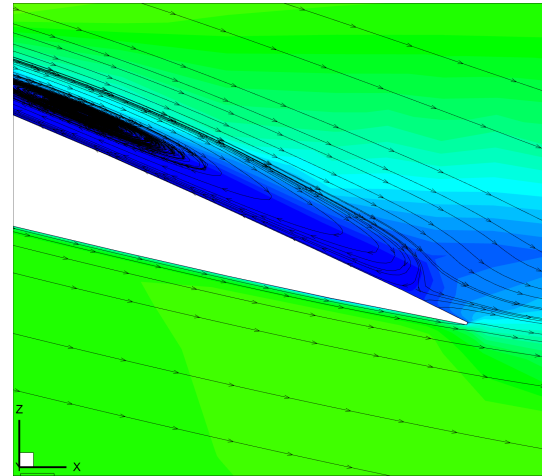
(a) 基准桨叶



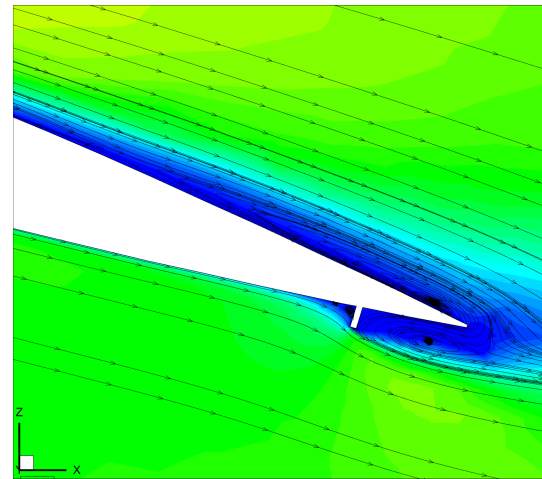
(b) #1 襟翼

图 12 0.7R 剖面压力云图及流线图

Fig. 12 Pressure cloud map and streamline map at 0.7R



(a) 基准桨叶



(b) 格尼襟翼桨叶

图 13 大总距下流线图

Fig. 13 Large collective pitch streamline diagram

### 3 结 论

1) 旋翼桨叶加装格尼襟翼后,在不明显改变旋翼效率的前提下,能显著提升旋翼拉力系数。

2) 在一定范围内,旋翼拉力随格尼襟翼长度的增长、高度的增加和更靠近桨尖部位而逐渐增大。

3) 桨叶在加装格尼襟翼后,由于在格尼襟翼后方形成的双涡结构对翼型上表面流场形成一股吸附力量,可以延缓桨叶上表面的流场分离进而使得桨叶上表面压力减小且桨叶下表面压力增加



从而产生了更大的升力。

### 参考文献

- [1] 邓景辉. 直升机技术与展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 10-16.  
DENG Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 10-16. (in Chinese)
- [2] 申遂愿, 朱清华, 朱振华, 等. 高速直升机旋翼/螺旋桨/机身干扰特性分析[J]. 航空工程进展, 2020, 11(1): 46-55.  
SHEN Suiyuan, ZHU Qinghua, ZHU Zhenhua, et al. Analysis of rotor/propeller/fuselage interaction characteristics of high-speed helicopter[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(1): 46-55. (in Chinese)
- [3] HARRISON R, STACEY S, HANSFORD B. BERP IV—the design, development and testing of an advanced rotor blade[C]//The 64th Annual Forum of AHS International. US: AHS, 2008: 2524-2543.
- [4] SCHNEIDER S, HEGER R, KONSTANZER P. Blue-copter™ demonstrator: the state-of-the-art in low noise design[C]//The 42nd European Rotorcraft Forum & Technology Display. Philadelphia: IEEE, 2019: 1-10.
- [5] 刘士明, 邵松, 应旭成, 等. 变转速对旋翼悬停气动性能影响的试验与分析[J]. 科学技术与工程, 2021, 21(32): 13952-13957.  
LIU Shiming, SHAO Song, YING Xucheng, et al. Simulation and test of variable speed effect on hovering rotor aerodynamic performance[J]. Science Technology and Engineering, 2021, 21(32): 13952-13957. (in Chinese)
- [6] 梅挺节, 张夏阳, 周旭, 等. 可变直径旋翼直升机飞行性能及操纵策略[J]. 海军航空大学学报, 2024, 39(5): 546-556.  
MEI Tingjie, ZHANG Xiayang, ZHOU Xu, et al. Flight performance and manipulation strategy of variable diameter rotor helicopter[J]. Journal of Naval Aviation University, 2024, 39(5): 546-556. (in Chinese)
- [7] LÉON O, HAYDEN E, GANDHI F. Rotorcraft operating envelope expansion using extendable chord sections[C]//American Helicopter Society 65th Annual Forum. Grapevine: American Helicopter Society International, Inc., 2009: 1940-1953.
- [8] JAIN R, YEO H, CHOPRA I. Computational fluid dynamics—computational structural dynamics analysis of active control of helicopter rotor for performance improvement[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(4): 042004.
- [9] 李国强, 宋奎辉, 覃晨, 等. 基于后缘小翼的翼型动态失速主动控制试验[J]. 航空学报, 2024, 45(3): 110-125.  
LI Guoqiang, SONG Kuihui, QIN Chen, et al. Test on active control of airfoil dynamic stall based on trailing edge flap[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(3): 110-125. (in Chinese)
- [10] WANG J J, LI Y C, CHOI K S. Gurney flap—Lift enhancement, mechanisms and applications[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2008, 44(1): 22-47.
- [11] LIEBECK R H. Design of subsonic airfoils for high lift[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(9): 547-561.
- [12] CAVANAUGH M, ROBERTSON P, MASON W. Wind tunnel test of gurney flaps and T-strips on an NACA 23012 wing[C]//25th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Miami, Florida: AIAA, 2007: 4175.
- [13] KENTFIELD J. The potential of Gurney flaps for improving the aerodynamic performance of helicopter rotors[C]//International Powered Lift Conference. Santa Clara: AIAA, 1993: 1993-4883.
- [14] Wienczyslaw Stalewski. Flow Control on Helicopter-Rotor Blades Via Active Gurney Flap[C]//The 30th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Korea, IEEE, 2016: 1-7.
- [15] 王元元, 张彬乾. Gurney襟翼改善翼型动态失速特性研究[J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 5-8.  
WANG Yuanyuan, ZHANG Binqian. Investigation of Gurney flap on improving dynamic stall aerodynamic characteristics of an airfoil[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(4): 5-8. (in Chinese)
- [16] LI Y C, WANG J J, ZHANG P F. Influences of mounting angles and locations on the effects of gurney flaps[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 494-498.
- [17] 崔钊, 李建波, 赵洪. 翼型加装格尼襟翼的低雷诺数气动特性实验研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(4): 1-6.  
CUI Zhao, LI Jianbo, ZHAO Hong. Experimental study on aerodynamic characteristics of airfoil equipped with Gurney flaps at low Reynolds numbers[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(4): 1-6. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)