

不同布局平尾边条对直升机机身的气动特性影响研究

孟澍 谈佳桢

(中国航空工业直升机设计研究所 天津 300308)

摘要: 直升机加装平尾边条是改善全机气动特性的重要措施。为了研究加装不同形式的平尾边条后,全机的气动特性的变化,本文以NACA4412非对称翼型为研究对象,通过CFD仿真计算,比较了对称式与非对称式平尾边条方案全机的气动力特性,并在此基础上,进一步分析了边条长度对全机气动性能的影响,得到了一些有意义的结论,为直升机平尾设计与全机气动分析提供参考。

关键词: 对称式边条; 非对称式边条; 平尾; 全机气动性能

0 引言

平尾是直升机上一种重要的部件,是保证飞机具有良好的飞行姿态和纵向稳定性的关键气动面。因而,改善平尾的气动特性对于改善飞行的飞行性能意义重大。目前,改善平尾气动特性的方法很多,加装平尾边条就是其中的一种方式。平尾边条结构简单,加装方便,可以直接对现役直升机进行简单加改装即可投入使用。因此,研究不同形式的平尾边条对机身的气动特性影响具有重要的意义。

综合考虑机身/平尾组合干扰下,平尾加装不同形式的边条,特别是针对加装对称式与非对称式边条对全机气动特性的影响研究却很少。因此,本文针对这一问题,开展数值仿真分析。

1 数值方法

为了能高效模拟复杂流场中存在的湍流现象,本文采用雷诺时均模拟(RANS)方法模拟流场的情况,其输运方程可表示为:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j u_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho u'_i u'_j)$$

湍流模型选择S-A模型。数值模拟方法的详细描述可参考文献。空间离散采用Roe通量差分分裂格式,空间离散精度为二阶精度,粘性通量采用一阶迎风格式。

2 计算模型与网格划分

平尾翼型选择NACA4412非对称翼型,平尾为梯形平尾,0°安装角反装,根部弦长为1.2m,梢部弦长为0.9m。平尾展长为6.56m。平尾边条厚度为3mm,高度为弦长的2.5%。机身选择Robin机身,机身长度为20m。平尾安装轴距离机头16.62m。来流马赫数为0.196。本文将对直升机平尾加装对称式与非对称式边条,开展全机CFD仿真分析研究。不同边条布局如图1~图4所示。

为了进一步研究加装不同长度的边条对全机气动特性的影响,对对称式(方案1)和非对称式(方案4),分别计算了平尾加装25%长度和50%长度边条后全机的气动特性。

翼型网格采用结构网格。为了更精确地计算加装边条后翼型的气动特性,在翼型前缘以及翼型与边条过渡位置进行局部加密。

由于机身表面外形较复杂,因此机身及外流场域采用

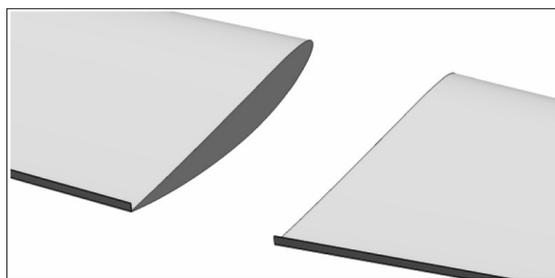


图1 对称-同侧上边条(方案1)

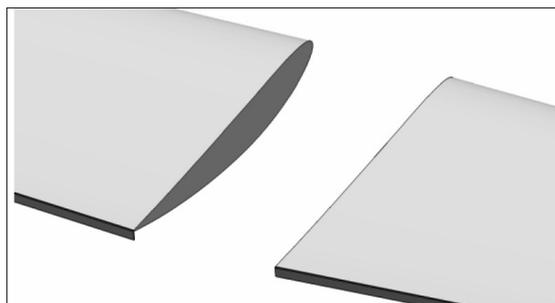


图2 对称-同侧下边条(方案2)

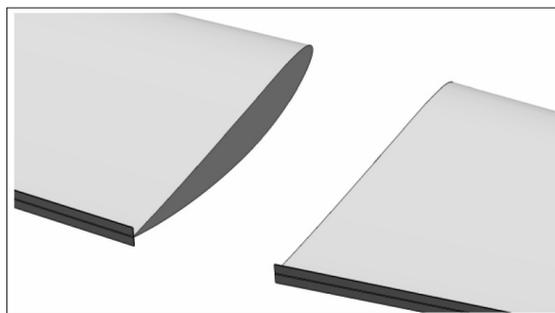


图3 对称-上下边条(方案3)

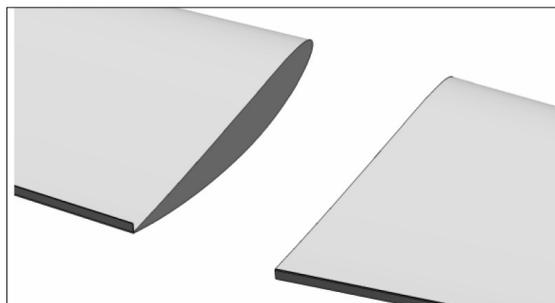


图4 非对称-左上右下边条(方案4)

非结构网格。在机头前缘及平尾与边条交接位置进行网格局部加密。为了更准确地刻画机身表面附近的流场特征,在机身表面设置边界层。全机网格量约为580万。

3 结果与分析

3.1 计算方法验证

为了验证S-A湍流模型计算全机气动特性的准确度,以Robin机身作为研究对象,分析来流马赫数 $M=0.3$ 时,机身表面的压强分布。以 $X/L=0.46$ 处横截面为例,计算得到了该横截面压力系数分布。其中,试验数据用点表示。

在该截面位置,CFD计算结果与试验结果基本一致,验证了S-A湍流模型对全机气动特性计算中的可靠性。

3.2 翼型加装边条后的气动特性分析

针对二维非对称翼型NACA4412,计算在翼型反装的情形下,分别加装上边条和下边条的升力特性。

无边条翼型的失速迎角约为 12° 和 -12° ,零升力迎角约为 4° 。当翼型加装下边条后,翼型的零升力迎角约为 1° ,失速迎角约为 8° 和 -12° 。与无边条翼型相比,正迎角时,翼型的失速位置提前约 4° 。当翼型加装上边条后,翼型的零升力迎角约为 7.5° ,失速迎角约为 12° 和 -8° 。与无边条翼型相比,负迎角时,翼型的失速位置提前约 4° 。

3.3 边条分布对全机的气动特性影响

以Robin机身为例,对不同方案边条布局,迎角和侧滑角范围在 $-16^\circ \sim 16^\circ$ 的全机气动特性进行了纵向和横向计算。计算结果从全机的六力素进行了分析。其中, C_x, C_y, C_z 分别代表阻力系数,侧向力系数和升力系数; C_{mx}, C_{my}, C_{mz} 分别代表滚转力矩系数,俯仰力矩系数和偏航力矩系数。

迎角在 $-8^\circ \sim 8^\circ$ 范围内,全机升力系数、俯仰力矩系数曲线呈线性变化。在 0° 迎角时,方案1全机升力系数最大,方案3和方案4升力系数相当,方案2全机升力系数基本为0。在该迎角下,无边条与加边条方案3和4俯仰力矩系数基本一致,约为0.1,而方案1和2的俯仰力矩系数约为0.2、-0.015。结果表明,相比于方案3和4,方案1或方案2可以改变机身姿态角。

加装边条后,全机升力、俯仰力矩系数曲线斜率均增大,全机的升力效率提高,静稳定性增强。其中,升力系数、俯仰力矩系数斜率最大的均是方案3,其次是方案1和方案4。方案1和4的升力系数比方案3小约5%,俯仰力矩系数比方案3小约8%。

在负迎角范围内,全机阻力系数最大的是方案1,在正迎角范围内,全机阻力系数最大的是方案2。在全迎角范围内,方案4的全机阻力系数比方案3平均小11.4%。

针对方案3和方案4,分析迎角为 0° 时,不同偏航状态下的全机气动特性。侧向来流马赫数 $Ma=0.196$ 。侧滑角在 $-16^\circ \sim 16^\circ$ 范围内,两种方案全机的侧向力系数以及偏航力矩系数基本一致。加装非对称式平尾边条后,相比于对称式,全机的滚转力矩系数曲线截距增大,在 0° 侧滑角时,方案3全机的滚转力矩系数为0.0003,方案4滚转力矩

系数为0.0173。

3.4 边条长度对全机的气动特性影响

不同平尾边条方案中,方案1和方案4边条布局全机的纵向系数增长率基本相当。针对这两种方案,分别计算了不同边条长度全机气动特性。

随着边条长度增大,升力系数曲线斜率增大。迎角大于 12° 后,边条长度对全机的升力系数基本没有影响。迎角在 $-8^\circ \sim 12^\circ$ 范围内,随着边条长度的增加,俯仰力矩曲线斜率逐渐增大。全机静稳定性增强。迎角大于 12° 后,边条长度对全机的俯仰力矩特性基本没有影响。

边条长度的增加,全机俯仰力矩曲线斜率增加,滚转力矩曲线截距增大,全机纵向稳定性增强,机身反扭矩增大。相比于无边条状态,加装25%,50%和100%边条后,全机俯仰力矩曲线斜率分别增大了5%,15%,35%。在 0° 侧滑时,滚转力矩系数分别增大了0.0053、0.0109和0.0170。

4 结语

通过研究与比较平尾加装不同形式的边条后全机的气动特性,得到如下结论:

非对称翼型加装下边条后,相比于无边条情况,在正迎角范围内,翼型失速位置提前。而加装上边条后,在负迎角范围内,翼型的失速位置提前。

平尾加装对称式(上下边条)时,全机升力系数、俯仰力矩系数曲线斜率最大,分别比非对称式大5%和8%;在 0° 迎角下,加装对称式(同上边条)时,全机升力系数最大;无偏航飞行时,非对称式全机阻力系数比对称式(上下边条)平均小11%。

当直升机偏航飞行时,非对称式边条可以为机身提供额外的滚转力矩,在 0° 侧滑时,100%长度非对称式平尾边条的全机滚转力矩系数比对称式大0.017。

加装非对称式平尾边条后,全机纵向稳定性增强,随着边条长度的增加,全机的俯仰力矩曲线斜率增大;对于对称式平尾边条(同侧上边条),在小迎角范围内,边条长度的增加,全机纵向稳定性增强,但是随着正迎角增大,边条长度不再影响全机纵向性能。

参考文献:

- [1] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 北京:国防工业出版社,1985:123-124.
- [2] 向衍荪. 具有离体涡的边条布局的低速气动力数值计算[J]. 空气动力学报,1988,6(4):485-490.
- [3] 钱丰学,梁贞桢. 边条机翼布局战斗机稳定性改进研究[J]. 飞行力学,2002,20(2):55-61.
- [4] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2006.
- [5] 叶靓,旭光,招启军,等. 直升机机身外形对气动特性的影响[J]. 直升机技术,2007,152(4):1-8.

作者简介:孟澍(1995.04-),男,天津人,硕士,助理工程师,研究方向:直升机气动设计。