

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.015

前缘缝翼构型平尾直升机气动特性分析

王鑫磊, 李生伟, 林长亮

(哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司飞机设计所, 哈尔滨, 150066)

摘要: 使用数值模拟方法研究了前缘缝翼翼型气动特性, 并将该前缘缝翼翼型应用于直升机平尾, 分析了该直升机全机气动特性, 最后通过风洞试验对数值模拟结果进行验证。结果表明, 前缘缝翼构型平尾能有效改善直升机的纵向静稳定性。

关键词: 直升机; 前缘缝翼; 平尾; 风洞试验; 纵向静稳定性

中图分类号: 211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)02-0288-06

Aerodynamic Characteristics of Helicopter with Leading-Edge Slatted Horizontal Tail

WANG Xinlei, LI Shengwei, LIN Changliang

(Harbin Hafei Aviation Industry Co., Ltd., Aircraft Design Institute, Harbin, 150066, China)

Abstract: Aerodynamic characteristics of the slatted airfoil are investigated by using numerical simulation techniques. The slatted airfoil to a helicopter's horizontal tail is applied. The aerodynamic characteristics of the whole helicopter are calculated and analyzed. Then wind tunnel tests are conducted to validate the simulation results. The results show that the horizontal tail with a leading-edge slat can effectively improve the longitudinal static stability of the helicopter.

Key words: helicopter; slatted airfoil; horizontal tail; wind tunnel test; longitudinal static stability

直升机平尾是直升机的重要气动部件, 直接影响直升机的操纵性和稳定性。CCAR29 部第 29.173 条和第 29.175 条^[1]明确要求直升机在自转下滑时仍具有足够的纵向静稳定性。直升机平尾的翼型通常是反装, 直升机在下降和自转下滑阶段, 平尾为负迎角状态, 且迎角较大。此时, 平尾翼型负迎角范围的气动特性, 特别是失速特性, 对直升机纵向静稳定性影响很大。如翼型负迎角下的失速迎角小且失速过程急剧, 将不能为直升机提供纵向静稳定性, 这是直升机气动设计的难点之一。

国外直升机公司为解决上述问题, 在平尾构型设计上进行了大量的工作, 并形成各自平尾气动外形技术体系。欧直公司的直升机通常采用平尾增加前、后缘条的构型, 其大部分直升机型号如

EC120, EC135, EC145 和 AS365 及其衍生型号都采用平尾缘条构型。欧直公司更名空客直升机公司后推出的 H160 直升机则采用双层平尾构型, 其主要设计目的之一就是增加直升机大迎角下降时的稳定性。贝尔直升机公司则采用前缘缝翼翼型平尾, 在其设计的 Bell407, Bell427 和 Bell429 等直升机平尾均采用前缘缝翼翼型^[2]。目前, 前缘缝翼翼型平尾只在贝尔公司得到成功应用, 已成为该公司气动布局独树一帜的技术特点。其他公司直升机很少应用该类平尾构型。国内现有直升机型号气动布局 and 气动外形大多参考国外成熟经验, 且都不使用前缘缝翼翼型平尾, 对直升机前缘缝翼翼型平尾气动特性的研究较少。

前缘缝翼在飞机上作为一种增升装置应用普

收稿日期: 2019-03-06; 修订日期: 2019-12-26

通信作者: 王鑫磊, 男, 工程师, E-mail: 494919389@qq.com。

引用格式: 王鑫磊, 李生伟, 林长亮. 前缘缝翼翼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.

遍,对其正迎角范围的气动特性研究较多,而对直升机平尾比较重要的翼型负迎角范围气动特性和失速特性的研究较少。Narramore^[3]在Bell429直升机设计中应用了大量的数值模拟计算,计算了Bell429直升机前缘缝翼平尾翼型的气动特性,但并无研究前缘缝翼翼型正、负迎角时的失速特性,也没有计算Bell429直升机全机气动特性,没有阐述前缘缝翼平尾构型的气动机理。Bangalore^[4-5]建立了采用前缘缝翼构型桨叶的旋翼数值分析方法,研究了直升机在旋翼桨叶使用前缘缝翼构型后对前飞性能的影响。此研究对前缘缝翼构型翼型正迎角范围内气动特性进行了计算,对负迎角范围内气动特性没有进行计算研究。

本文研究了前缘缝翼翼型气动特性和直升机前缘缝翼构型平尾的气动特性,阐述了其气动机理。研究内容有:

- (1)前缘缝翼翼型的气动特性计算,流场分析;
- (2)前缘缝翼平尾构型直升机全机气动特性计算,流场分析;
- (3)进行风洞试验验证。

1 研究方法

1.1 数值模拟计算

数值模拟技术现已成为国际飞行器设计厂商重要的气动布局和外形的分析手段。贝尔直升机公司在直升机设计中成功应用了大量的数值模拟技术^[6]。陆维爽等^[7]使用数值模拟计算了前缘缝翼翼流场,并与试验对比验证,认为计算方法成熟,可信度高。

本文使用CFX和FLUENT软件对翼型和直升机全机进行数值模拟计算。CFX和FLUENT软件作为国际通用数值模拟软件,技术比较成熟,计算结果可信度较高。此次计算控制方程采用纳维-斯托克斯(N-S)方程,湍流模型使用Spalart-Allmaras模型,求解过程采用密度基求解器,使用有限体积法对控制方程进行空间离散。数值模拟计算作为计算研究的初步手段,其计算误差由风洞试验验证。最终气动特性数据结果由风洞试验得出。

1.2 风洞试验

直升机飞行状态多样,气流环境复杂,气动干扰严重,其气动特性分析比较依赖风洞试验。目前,风洞试验技术可信度较高,数据全面直观,是直升机气动布局选型和气动特性研究的主要分析设计手段。

本文前缘缝翼构型平尾直升机全机风洞试验

是在南京航空航天大学NH-2风洞^[8]进行。NH-2风洞是一座串置双试验段闭口回流式低速风洞,有以多台计算机为中心的风洞控制、数据采集和处理系统,实现了模型姿态角、风速等的实时自动控制和现场数据处理、曲线的彩色图形显示、打印试验数据、绘制试验曲线、软盘存储等。风洞能力和试验精度满足本次风洞试验的要求。风洞的主要性能指标为:最大风速90 m/s;最小稳定风速5 m/s;纵向静压梯度 $\leq 0.004/\text{m}$;横向平均气流偏角 $\leq 0.1^\circ$;气流紊流度 $\leq 0.1\% \sim 0.14\%$;模型区速度场系数 $\leq 0.5\%$ 。

2 前缘缝翼外形

不同于飞机机翼前缘襟翼可变偏角和可以收放,本文研究的前缘缝翼为固定缝翼,在已有翼型基础上直接在前缘位置开缝(图1),这样可以最大程度的保证翼型的整体外形不变。在直升机平飞时,平尾气动迎角较小,缝道里气流速度很低,在已有翼型基础上直接在前缘位置开缝对直升机平飞特性的影响相对较小。

Tung^[9]研究了前缘缝翼翼型动态失速问题,给出了前缘缝翼外形参数定义方法。本文在此基础上,对缝道外形参数进行定义,外形参数有:缝道宽度、上表面缝道与弦线夹角、下表面缝道与弦线夹角、上表面开缝位置与前缘距离、以及下表面开缝位置与前缘距离。本文研究的前缘缝翼翼型外形参数如图2所示。



图1 前缘位置开缝示意图

Fig.1 Position of leading-edge slat

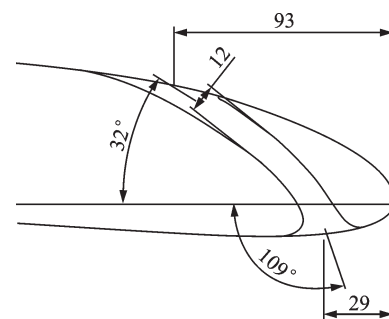


图2 缝道外形参数

Fig.2 Slat shape parameter

3 翼型对比计算

3.1 计算方法

Malone^[10]和Narramore^[11]基于N-S方程,使用数值模拟方法对先进高效翼型做了大量模拟计算

和研究,取得了较好的成果。本文采用N-S方程作为控制方程,使用FLUENT软件计算翼型气动特性。为了验证本文翼型气动特性计算精度,本文首先对MS0313翼型进行验证计算,并与NASA翼型风洞试验报告^[12]中的试验结果进行对比。图3为计算对比结果。

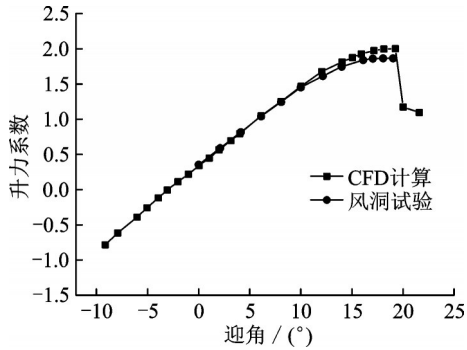


图3 MS0313翼型升力系数计算结果

Fig.3 Result of MS0313 airfoil lift coefficient

计算结果显示,本次使用的数值模拟计算方法计算的MS0313翼型升力系数和失速迎角与风洞试验结果符合性较好。使用该方法计算前缘缝翼翼型与基本翼型的气动特性。计算条件为:

- (1) 风速:68 m/s;
- (2) 大气条件:标准大气,温度为15℃;
- (3) 高度:0 m。

3.2 计算外形与网格

在翼型计算中使用了O形结构网格进行计算。图4为翼型计算外形网格示意图。

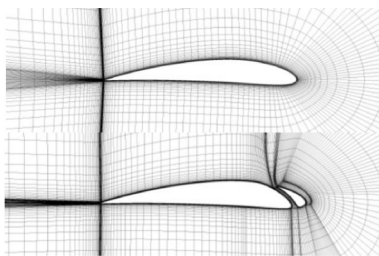


图4 翼型外形与计算网格

Fig.4 Airfoil shape and mesh

3.3 计算结果

平尾翼型的升力大小关系到平尾所提供的直升机全机俯仰力矩大小。图5为基本翼型和前缘缝翼翼型升力系数计算对比结果,横轴中迎角为翼型迎角。因直升机平尾翼型反装,如不考虑平尾安装角,翼型正迎角状态对应全机机身负迎角状态。

计算结果表明:

- (1) 正迎角范围内:前缘增加缝道后,最大升力系数由1.6增大到1.9,失速迎角由15°推迟到21°。

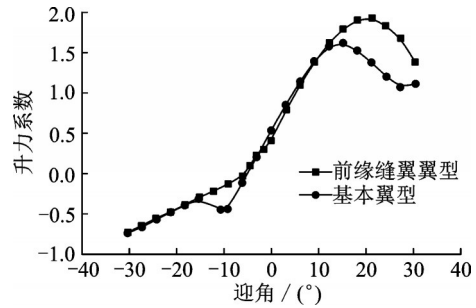


图5 升力系数计算结果

Fig.5 Result of lift coefficient

(2) 负迎角范围内:基本型在约 -10° 之前升力系数曲线保持线性,而在之后则出现失速,负升力系数急剧减小;在前缘增加缝道,在约 0° 之后,翼型的负升力系数便改变线性趋势,增加缓慢。在 -10° 左右没有出现负升力系数急剧损失的失速现象。

Narramore 前缘缝翼翼型翼型气动特性计算结果与本文计算结果基本相符^[3]。

3.4 流场分析

本文对比分析了几个关键迎角下基本翼型和前缘缝翼翼型的流场。图6为典型迎角下两种构型的速度云图对比。速度云图分析如下。

迎角 21° 时,基本翼型上表面出现了大面积的气流分离,升力急剧减小。前缘缝翼翼型则因为前缘缝道的存在,翼型下表面气流通过缝道流入上表面,与上表面附面层汇合,补充了上表面气流能量,使翼型上表面气流未发生大面积的气流分离。流线图见图6。

迎角 -6° 时,基本翼型下表面未出现气流分离。而前缘缝翼翼型则在上表面前缘附近出现高压区,气流沿缝道向下表面低速流动,对下表面缝道口附近的气流形成阻碍作用,破坏了下表面缝道口附近的附面层附着,使得翼型下表面发生比较明显的气流分离。流线图见图7。

在迎角 -21° 时,两种构型翼型下表面均发生严重的气流分离。此时前缘缝翼翼型的翼型下表面气流在缝道口之前已经发生了分离,因此缝道的存在对于下表面流场影响很小。因此此时两种构型翼型在升力上相差不大。

对比前缘缝翼翼型 -3° 和 -6° 迎角时的速度云图(图8),发现 -3° 迎角时缝道的影响要比 -6° 时要小。在负迎角范围内,随着负迎角越来越大(即翼型前缘低头),驻点越接近翼型上表面缝道开口,缝道的影响平缓地增加,使得翼型下表面气流分离提前发生,平缓失速。

本节中,翼型前缘增加缝道使负迎角状态下提

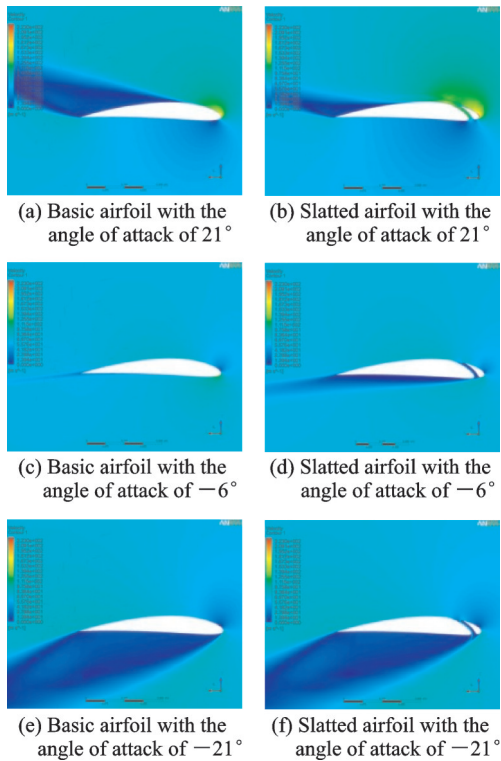


图6 速度云图对比

Fig.6 Velocity cloud chart contrast

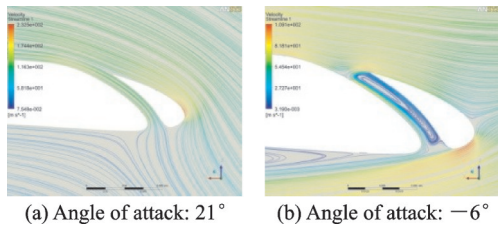


图7 流线图对比

Fig.7 Streamline chart contrast

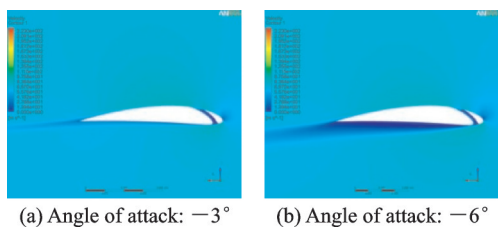


图8 负迎角范围平缓失速

Fig.8 Slowness stall in negative angle of attack

前失速,消除了失速时升力下降现象,且失速后升力系数仍缓慢增加;改善负迎角下失速特性,扩大升力系数随着迎角增大而增大的迎角范围;同时提高了正迎角下最大升力系数和失速迎角。该影响对平尾为直升机提供静稳定性至关重要,这使得直升机转入下降后平尾立即进入失速状态,但升力系数能以较小斜率增加,且消除升力系数下降现象,使直升机由平飞/爬升阶段转入自传下降阶段后仍始终具有较小的静稳定性。同时,为保持平衡,纵

向周期变距不必大范围后移,并且由于没有升力下降现象,纵向周期变距也不会有反操纵现象。因为机身干扰、三维效应等因素影响,须进一步计算使用前缘缝翼构型平尾直升机全机纵向俯仰力矩特性。

4 直升机对比计算

4.1 计算条件

本文在翼型计算的基础上,将前缘缝翼翼型应用到样例直升机平尾上,并进行了该直升机全机纵向气动特性的数值模拟计算。同时也对比计算了该直升机基本翼型平尾的构型。计算条件为:

- (1) 风速:70 m/s;
- (2) 大气条件:标准大气,温度为 15 °C;
- (3) 高度 0 m。

4.2 计算外形

因直升机外形包括桨毂、起落架等部件,外形复杂,本次计算使用非结构网格。直升机外形和直升机表面网格如图 9 所示。图 10 为直升机前缘缝翼构型平尾的外形和局部网格。

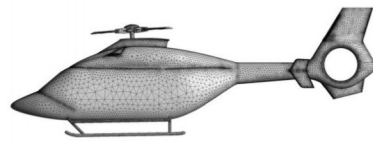


图9 直升机外形和网格示意图

Fig.9 Helicopter shape and mesh

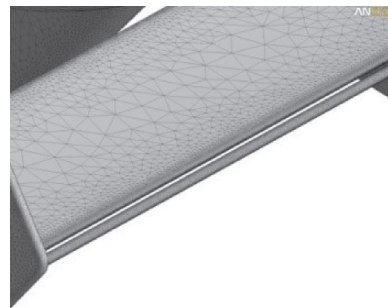


图10 直升机平尾外形和网格示意图

Fig.10 Horizontal tail shape and mesh

4.3 计算结果

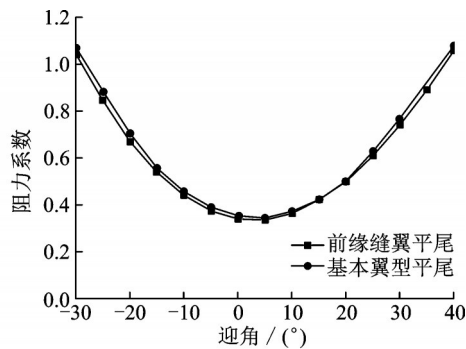
图 11 为使用前缘缝翼构型前后该直升机的阻力系数曲线和俯仰力矩曲线对比结果。图 11 分析如下:

- (1) 负机身迎角范围:使用基本翼型平尾的全机俯仰力矩系数曲线静稳定范围到-20°左右,使用前缘缝翼构型平尾则提高到-20°之后。静稳定范围扩大,且在-20°附近俯仰力矩系数曲线斜率增大,使静稳定性增大。

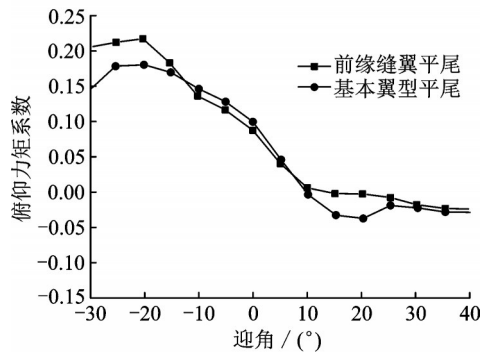
(2) 使用基本翼型平尾的全机俯仰力矩系数曲线的稳定性到正机身迎角 16° 左右, 16° 至 25° 进入静不稳定范围。使用前缘缝翼平尾后, 首先消除了静不稳定范围, 在机身迎角 10° 之后虽然降低了全机俯仰力矩系数曲线的斜率, 但使得全机俯仰力矩到机身迎角 40° 都具有静稳定性。

(3) 在机身迎角 -10° 到 10° 之间, 基本型和前缘缝翼型的俯仰力矩系数数值和曲线的斜率均相差不大, 表明在平飞和小迎角爬升或下降阶段平尾前缘开缝对全机俯仰力矩特性的影响较小。

(4) 前缘缝翼平尾对全机阻力系数影响很小。



(a) Drag coefficient contrast



(b) Pitch torque coefficient contrast

图11 直升机全机气动特性计算结果

Fig.11 Result of aerodynamic characteristics of helicopter

4.4 流场分析

本节给出了机身迎角 15° 和 -25° 下, 平尾前缘缝翼截面流线图, 如图12所示。

机身迎角 15° 时, 气流在缝隙下表面开口处形成高压区, 并沿缝隙向上表面吹出, 对平尾上表面前缘来流形成阻碍作用, 破坏其附面层, 造成平尾上表面气流分离。

机身迎角 -25° 时, 气流由经缝隙, 从平尾上表面大量快速流向下表面, 提高了下表面气流速度, 为下表面气流补充能量, 延缓了平尾下表面后缘的气流分离。缝道对平尾处流场的影响与第3节翼型的研究结论相符。

本节计算了直升机使用前缘缝翼平尾构型时

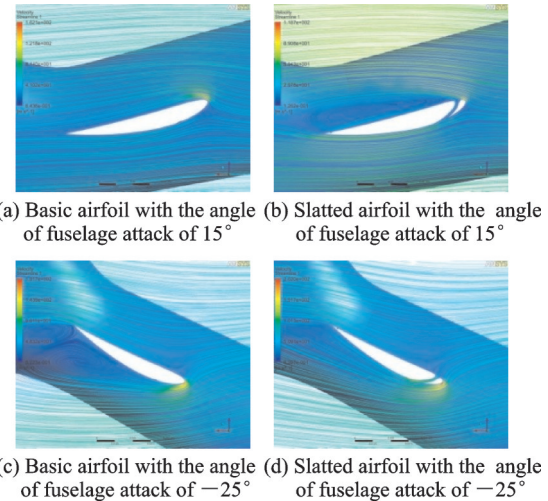


图12 平尾截面流线图

Fig.12 Streamline chart of Horizontal Tail cross section

的全机俯仰力矩特性, 研究分析了前缘缝翼平尾处的流场。计算表明, 前缘缝翼平尾构型对直升机小迎角状态气动特性影响较小; 能明显改善直升机大角度下滑时, 平尾翼型负迎角状态下的全机纵向静稳定性范围, 并适当减小了纵向静稳定度。由于在正迎角范围的纵向静稳定度较小, 使直升机由平飞/爬升阶段转入下降阶段时并不需要较大的纵向周期变距后移量^[13]。其他机身迎角范围全机纵向静稳定性也得到改善。本次计算的直升机外形复杂, 且计算的迎角范围较大, 覆盖了平尾失速前、中、后的复杂情况。须进行风洞试验进一步研究前缘缝翼平尾构型气动特性。

5 风洞试验

5.1 试验概述

前缘缝翼构型平尾直升机全机风洞试验在南京航空航天大学空气动力研究所的NH-2风洞小试验段中进行。小试验段高2.5 m、宽3.0 m、长6.0 m, 其进口截面面积为 7.18 m^2 。试验采用塔式六分量机械-应变式天平。模型采用腹部支撑方式。模型比例为1:6.5, 参考长度为1.786 m, 参考面积为 0.092 m^2 。图13为试验中的前缘缝翼平尾。

5.2 试验结果

图14为前缘缝翼平尾直升机全机俯仰力矩风洞试验结果, 并与此前数值模拟计算结果进行对比。风洞试验结果显示使用前缘缝翼平尾直升机纵向静稳定范围扩大; 正机身迎角方向达到 40° , 负机身迎角范围则达到 -25° 。前缘缝翼平尾对全机俯仰力矩特性改善效果明显, 符合此前数值模拟计算研究结论。

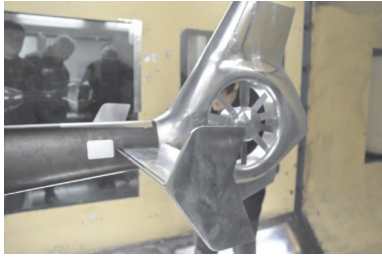


图 13 前缘缝翼平尾试验

Fig.13 Leading-edge slat horizontal tail wind tunnel test

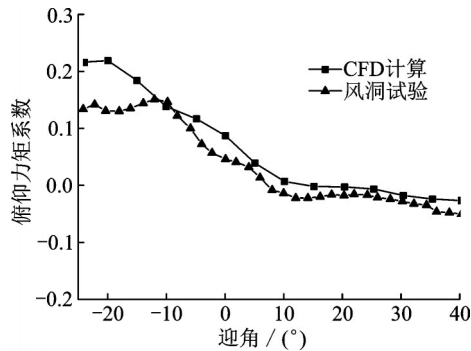


图 14 风洞试验结果

Fig.14 Result of wind tunnel test

6 结 论

本文计算分析前缘缝翼翼型气动特性和流场情况,计算分析了直升机使用前缘缝翼构型平尾后气动特性的变化,阐述了前缘缝翼构型平尾的气动机理。最后进行风洞试验进行验证。

研究认为:前缘缝翼翼型正迎角时,高速气流通过缝道流向翼型上表面,与上表面附面层汇合,补充上表面气流能量,延迟分离,提高失速迎角,增大最大升力系数;负迎角时,低速气流通过缝道流向翼型下表面,破坏下表面附面层附着,达到下表面气流提前分离、平缓失速过程的目的。

直升机使用前缘缝翼平尾构型,可在不明显增加直升机全机阻力的情况下,明显提高了直升机纵向静稳定迎角范围,特别是能有效地改善直升机大迎角抬头下降时因平尾失速而失去静稳定性的情况,提高直升机飞行品质,使其达到CCAR29相关条款要求。

参考文献:

[1] 中国民用航空局. 运输类旋翼航空器适航规定: CCAR-29-R2[S]. 北京:中国民用航空局,2017.

- [2] THÉRIAULT F. Optimized design of a composite helicopter structure by resin transfer moulding[D]. Montreal, Canada: McGill University, 2007.
- [3] NARRAMORE J C. Application of computational fluid dynamics to the design of the bell429[C]//Proceedings of AHS International 62nd Annual Forum. Arizona, USA: The American Helicopter Society International, 2006:1823-1833.
- [4] BANGALORE A. Numerical analysis of aerodynamic performance of rotors with leading edge slats[J]. Computational Mechanics, 1996, 17: 335-342.
- [5] BANGALORE A. Forward-flight analysis of slatted rotors using navier-stokes methods: AIAA Paper96-0675[R]. USA: AIAA, 1996.
- [6] NARRAMORE J C. Computational fluid dynamics development and validation at bell helicopter [C] // AGARD Conference Proceedings. Fort Worth, USA: Textron Bell Helicopter, 1994: 1-13.
- [7] 陆维爽,郭昊,胡天翔,等. 前缘缝翼变迎角气动噪声实验研究[C]//2018年全国工业流体力学会议论文集. 北京:中国力学学会流体力学专业委员会, 2018: 194-203.
- [8] 范洁川. 风洞试验手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.
- [9] TUNG C. The quest for stall-free dynamic lift: N94-34986[R]. USA: NASA, 1990.
- [10] MALONE J B. An efficient airfoil design method using the Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal of Aircraft, 1991, 28(3): 216-224.
- [11] NARRAMORE J C. Application of a new Navier-Stokes inverse method to the design of advanced airfoils[C]//The AHS 46th Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society. Washington, USA: The American Helicopter Society International, 1990: 1089-1098.
- [12] ROBERT J M. Low-speed aerodynamic characteristics of a 13-percent-thick medium-speed airfoil designed for general aviation applications: TP-1498[R]. USA: NASA, 1979.
- [13] PROUTY R W. Helicopter performance, stability and control[M]. Florida, USA: Krieger Publishing Company, 1986.

(编辑:张蓓)