

文章编号: 1000-8055(2010)12-2756-07

带输出轴的直升机进气道设计改进

汪明生, 黄国平, 傅鑫, 尤延铎

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 利用自主软件 NAPA 对典型带输出轴的直升机进气道进行了三维流场数值分析, 通过修正进气道输出轴迎风侧的管道曲率半径、在背风侧增添优化的尾锥, 改进设计了原型进气道并进行了模拟。结果表明, 原型进气道由于输出轴堵塞了流道, 使输出轴背风侧存在很大的分离, 同时迎风侧存在转弯损失, 导致出口面流场畸变严重。改型进气道减小了输出轴背风侧的分离和迎风侧的转弯损失, 使其既保持了高总压恢复系数, 且畸变指数最大降低了 74%。

关 键 词: 进气道; 直升机; 改型设计; 数值模拟; 气动特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study of modifying helicopter inlet containing output shaft

WANG Ming-sheng, HUANG Guo-ping, FU Xin, YOU Yan-cheng

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A typical helicopter inlet containing output shaft was studied by three-dimensional turbulent numerical calculation code NAPA in this paper. The inlet was redesigned by modifying the curvature of upwind side of the inlet and adding an optimal spike on the backward of output shaft, and then simulated using NAPA program. The results show that, as output shaft blocks the flow path in the original inlet, there is a large separation zone behind the shaft and a turn loss in upwind of the shaft, thus inducing a serious distortion in the inlet. By modification, the separation zone behind the shaft and turn loss at upwind side are reduced. Modifying inlet maintains high pressure recovery, and the distortion index is reduced by 74% at most.

Key words: inlet; helicopter; modifying design; numerical simulation; aerodynamic performance

进气道是直升机及其动力系统的重要组成部分, 其性能直接影响发动机进气的流场环境及流量质量。由于直升机飞行速度较低, 因此以前认为进气道是较为次要的。近年来, 随着对直升机的机动性、隐身性及巡航性能要求的提高, 以及在各种类型涡轴发动机使用中出现的問題, 进气道的设计越来越多地受到重视。现代涡轴发动机普遍采用了前输出轴的结构布置^[1], 且常将进气道与粒子分离器相结合, 此时, 进气道的设计不仅要考虑

发动机进气品质, 尚需兼顾粒子分离的效果^[2-3]。

在含输出轴的直升机进气道中, 功率输出轴穿过了进气道, 堵塞了部分进气道流场, 使得这种进气道不同于一般的埋入式进气道, 其畸变指数较高, 从而造成了发动机输出功率的下降。文献[4-7]分别对典型的带输出轴的直升机进气道, 利用实验和数值模拟方法进行了广泛的研究, 这些研究均表明, 在直升机飞行包线范围内, 这类进气道具有较高的总压恢复系数, 但是进气道内存在

收稿日期: 2009-11-13; 修订日期: 2010-03-31

作者简介: 汪明生(1965—), 男, 江苏高淳人, 讲师, 博士, 主要从事内流空气动力学及推进技术研究。

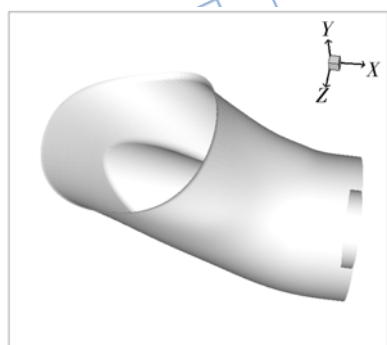
较大的气流分离,因此出口截面流场畸变较大.文献[8]针对这类直升机进气道的唇口特征提出了 7 种结构改进方案,增设导流板并下移进气口下唇缘,获得了可以防止发动机在悬停状态下发生喘振的优化结果.但是这种改型的进气道出口流场畸变仍然较大.

为了降低这类直升机进气道的出口流场畸变,提高发动机输出功率,这类直升机用的埋入式进气道仍值得研究.本文对这类带输出轴的直升机进气道进行了改型设计研究,目的在于显著降低其畸变指数,且不使总压恢复系数降低,同时不对飞机其他的结构进行明显改动.为此,首先对这类直升机进气道典型设计进行了数值计算和流动机理分析,在此基础上提出了改进的设计方案,对改进方案进行了相应的流场计算.为了全面地研究改进效果,对原型和改型的进气道在悬停和飞行工况均进行了研究.该研究能为同类进气道的设计提供参考.

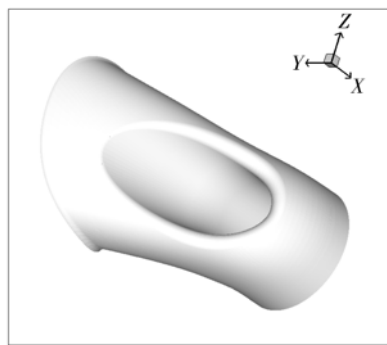
1 原型进气道的内流性能研究

1.1 几何特征

原型进气道是典型的带输出轴的直升机发动机进气道(如图 1).采用了埋入式进气道的结构



(a) 迎风侧视图



(b) 背风侧视图

图 1 原型直升机进气道三维模型图

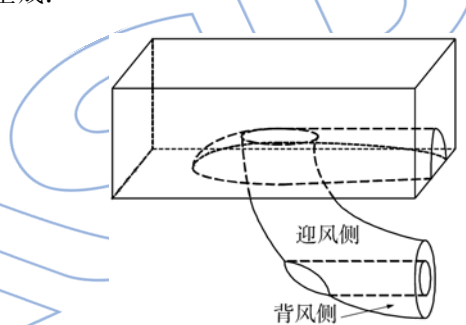
Fig. 1 Three-dimensional(3-D) model of original helicopter inlet

形式,圆柱形的发动机输出轴穿过进气道,因此部分堵塞了进气道.进气道的出口截面变成环形出口,气流的流通面积逐渐缩小.

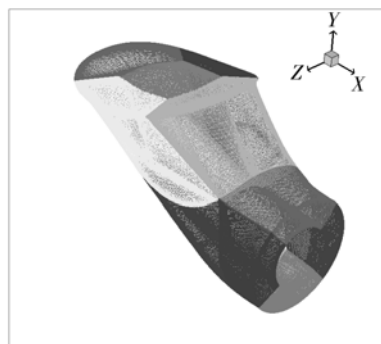
1.2 计算条件和性能参数

本文通过数值计算,研究了原型进气道在悬停状态和飞行状态下的气动性能.计算包含了进气道内外一体化的流动.悬停状态下的来流条件为:大气压力 103.8 kPa,温度 15℃.按照零攻角零侧滑工况设置计算域的远场边界条件.进气道出口采用压力出流边界,除了给定反压外,其余外推.飞行工况下按照来流马赫数 0.093,来流静压 102 kPa、静温 18.5℃计算.

考虑到唇口对进气气流的影响,计算域包含了进气道内流场和包围进气道的部分外流场.网格采用了分块结构网格,图 2 给出了进气道内外流场计算域示意图以及进气道内流场分块及网格生成.



(a) 内外流场计算域示意图



(b) 进气道内分块网格

图 2 进气道流场计算域与网格划分

Fig. 2 Calculation zones and grids of inlet

亚声速进气道的总体性能参数主要有流量系数、进气道总压恢复系数 σ 和畸变指数. σ 的定义为 $\sigma = p_2^* / p_0^*$, 其中 p_2^* , p_0^* 分别表示进气道出口面和自由来流的总压.

畸变指数采用 D_{c60} 反映流场出口总压分布的不均匀程度,其定义为

$$D_{c60} = \frac{p_{av}^* - \bar{p}_{min,60}^*}{q_{av}}$$

其中 p_{av}^* 和 q_{av} 分别是进气道出口截面平均总压和平均动压, $\bar{p}_{min,60}^*$ 是出口截面上沿周向 60° 扇形截面内平均总压的最小值。

1.3 计算方法

控制方程是湍流平均的 Navier-Stokes 方程, 并采用在实际问题中得到广泛应用的 Baldwin-Lomax(B-L)代数湍流模型^[9-10]计算涡黏度。数值方法中,在时间方向采用了时间相关法推进求解,在空间方向采用有限体积法离散。为减少计算机时,采用了多项加速收敛技术:Runge-Kutta 多步格式、多重网格、网格加密、当地时间步长、残值光顺等。

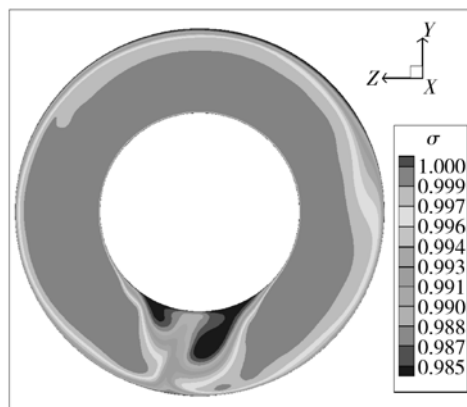
计算程序采用了自主软件 NAPA 进行计算。该软件能对亚、跨、超声速范围的多种三维复杂湍流流动进行模拟,能计算任意曲线坐标系下的各种内外混合流动。在进气道计算方面,NAPA 程序专门为准确模拟进气道流场开发了多项技术(如:附面层抽吸边界条件等)。特别如本文采用的改进的 B-L 湍流模型^[11-12],该模型能较准确地模拟出激波/边界层干扰、流动大分离这些复杂的流场特征,并得到了广泛的验证。利用该软件的这些特征,比普通的商业软件能更准确地模拟进气道出口流场畸变特征的趋势。

1.4 原型进气道的气动性能

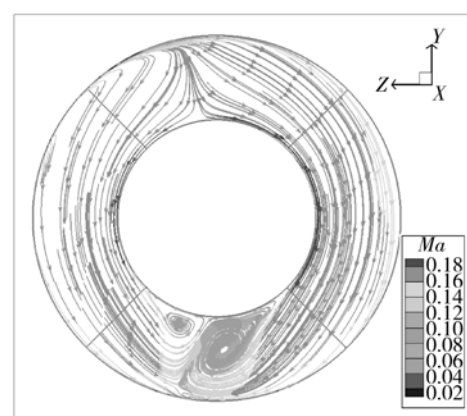
1.4.1 悬停状态

悬停状态下,CED(计算流体动力学)计算得到的原型进气道总压恢复系数为 0.98,这表明进气道的流动损失不大,但是流场品质恶劣(D_{c60} 很高)。这种恶劣的流场品质对发动机的正常运行是非常不利的。图 3 显示了原型进气道出口截面的总压恢复系数及流线分布。可以看出,在出口截面的最低点(对应了圆柱轴背风侧正下方)附近,存在较大的低总压区。从出口截面的流线分布图可见,原型进气道在输出轴的背面,存在很大的出口旋流区。

原型进气道的高畸变原因,可从三维流动机理说明。图 4 给出了其在迎风面一侧和背风面一侧典型的流线分布。可以看出,在迎风侧,原型进气道由于转弯处曲率半径偏小,气流经过了一个先急剧加速而后减速的过程,流动方向发生较大变化,导致转弯处产生不必要的局部损失。从背风侧的三维流线特征更清楚看出,原型进气道在输



(a) 总压恢复系数



(b) 流线分布

图 3 进气道出口截面的流动特征

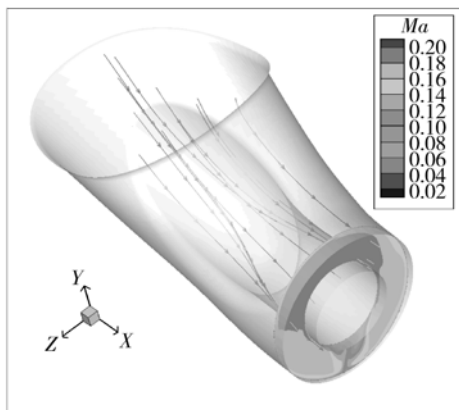
Fig. 3 Outlet section characteristic of original inlet

出轴背风侧存在很大的流动分离,流线呈现出大尺度分离的特征。在圆柱轴与进气道的相贯线之后的整个区域内,三维分离均很强烈,此处大范围的流动分离,导致了出口面所对应的下部区域有很大的低速区。这是导致原型进气道流场品质较差的主要原因。

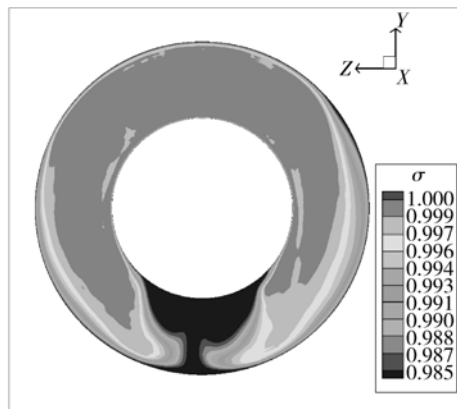
图 5 给出了原型进气道沿程各截面的马赫数分布图。从沿程截面图中同样看出,原型进气道在背风侧气流出现很大的分离区,从气流绕过圆柱输出轴开始就产生了分离,到出口面分离区有一定的缩小。而在迎风侧,气流在转弯处有显著加速,其后呈减速。

1.4.2 飞行状态

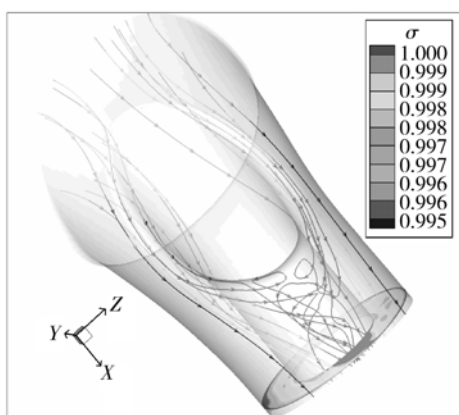
典型飞行状态下,原型进气道的总压恢复系数仍在 0.98 以上,畸变指数更高。图 6 显示了飞行状态下的进气道出口截面流动参数。从中可见,在典型的飞行状态下,原型进气道呈现出比悬停状态更大的低速区和低总压区,表明此时的畸变应当比悬停状态更大。



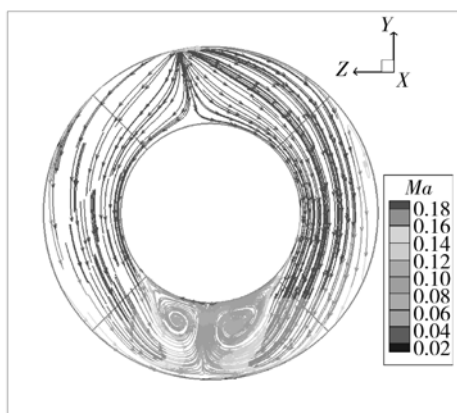
(a) 迎风侧视图



(a) 总压恢复系数



(b) 背风侧视图



(b) 流线分布

图 4 原型进气道内的 3-D 流线图
Fig. 4 3-D streamline of original inlet

图 6 飞行状态下原型进气道的出口截面流线图
Fig. 6 Outlet section characteristic of original inlet

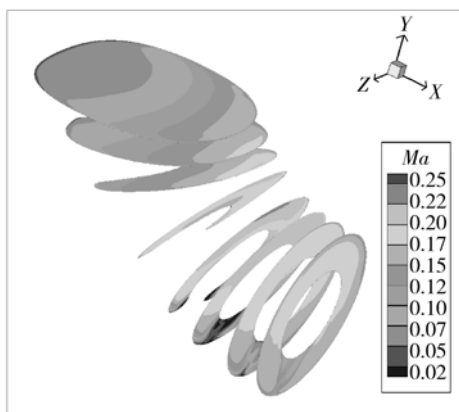


图 5 原型进气道沿程各截面的马赫数分布图
Fig. 5 Mach number contours of original inlet
along flow path

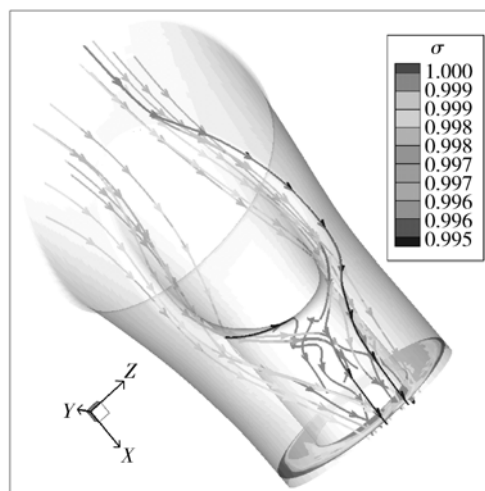


图 7 飞行状态下原型进气道背风侧的流线分布
Fig. 7 Streamline of original inlet behind shaft
at flying

图 7 给出了原型进气道典型的 3-D 流线特征. 同样, 在典型的飞行状态下, 原型进气道在圆柱轴的背风侧出现了较大的流动分离, 三维流线在空间呈卷曲缠绕. 圆柱输出轴的迎风侧流线与

悬停状态下的图 4 类似, 即原型进气道在迎风侧的流动也存在不必要的过度加速.

2 改进方案

2.1 改型进气道几何特征

通过 CFD 分析表明,造成原型进气道具有较差流场品质的主要原因在于:①在输出轴的迎风侧,进气道在中段气流急剧转弯导致了转弯损失.②在输出轴的背风侧,气流绕流出现了很大的分离,分离区范围从圆柱轴与进气道的相贯线之后一直存在.大范围的流动分离导致了出口气流分布极不均匀,这是原型进气道高畸变的主要原因.

针对原型进气道的缺点,本文对其进行了改型设计.在两个方面对原型进气道进行了改型设计,改进后的进气道三维几何造型图显示在图 8 中.

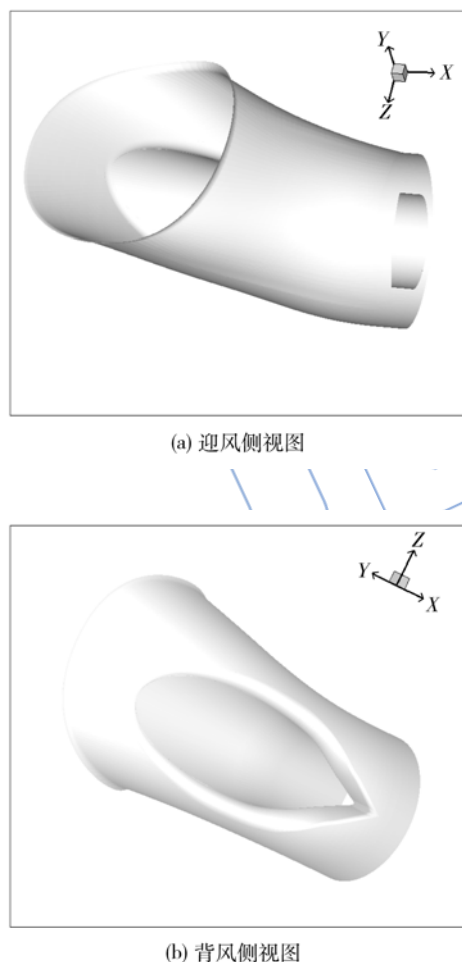


图 8 改型的进气道三维模型图

Fig. 8 Modifying inlet 3-D model

在输出轴迎风侧,通过抬高流道中段拐弯处的型面,增加了流道曲率半径,并略微增加当地截面积,使中段处气流转折变缓,速度有所降低.

在输出轴背风侧添加了尾锥,尾锥呈曲边三

角锥形,其底部位于发动机轴与进气流道相交处的导圆曲面的轮廓线中段,侧面与相贯线和圆柱轴相切.尾锥长度和高度经优化确定.

2.2 改型进气道的流场性能

为比较改型效果,对改型进气道在悬停和典型飞行状态下进行了数值模拟.采用的计算条件、计算方法均与原型进气道相同.

2.2.1 悬停状态下改型进气道的性能

在典型悬停状态下,改型进气道的总压恢复系数提高了 0.18%,考虑到直升机进气道内是低速的流动,这种提高是非常显著的.在所研究的工作范围内,改型进气道的 D_{c60} 计算结果比原型最大下降了 74%.

图 9 显示了改型进气道出口截面的总压恢复系数及流线分布.图中可见,改型进气道的低总压区显著缩小,且最低总压恢复系数比原型更高.从流线图可见,改型进气道出口面旋涡区大小和强度均显著缩小,因此改型进气道具有更低的畸变指数.

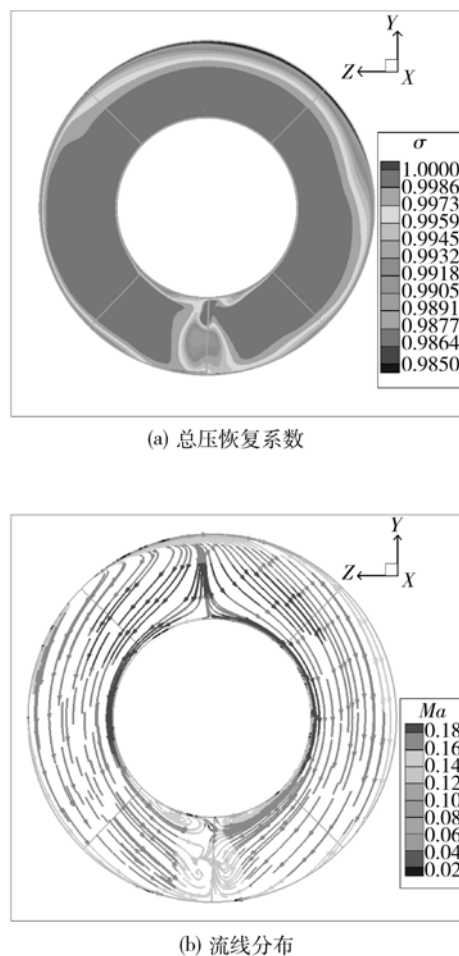
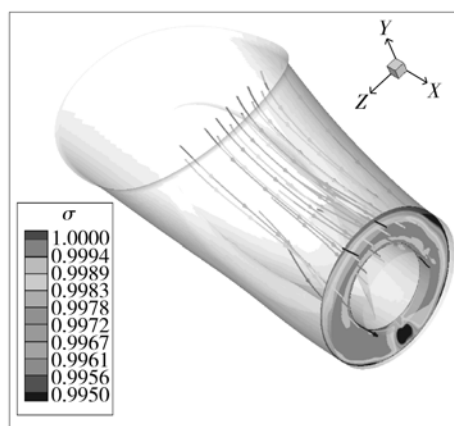


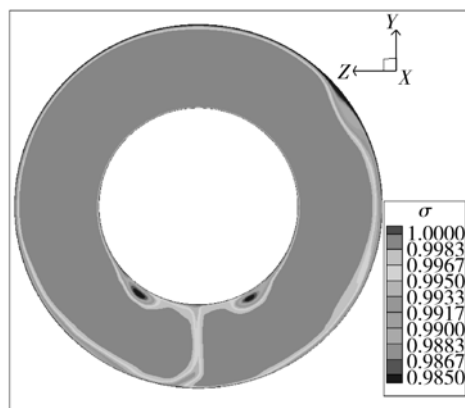
图 9 改型进气道出口截面参数分布

Fig. 9 Outlet section characteristic of modifying inlet

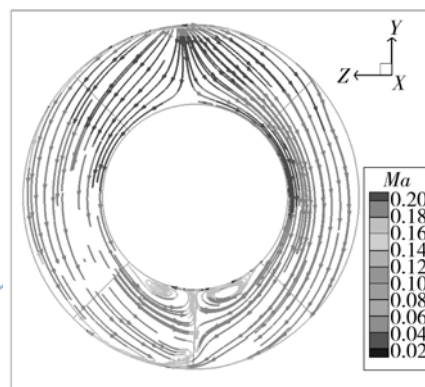
改型方案的低畸变原因,可从三维流动机理说明.图 10 给出了改型进气道在迎风侧和背风侧典型的流线分布.可以看出,在迎风侧,改型进气道修改了迎风侧的拐弯半径后,气流在整个迎风侧呈现了比较均匀的加速,消除了过度加速造成的损失.从背风侧的三维流线特征可更加清楚看出,改型进气道的流线顺畅绕过输出轴,背风侧的分离区显著缩小.这些表明,改型进气道内的流场品质得到很大改善,这是导致畸变指数和总压恢复系数比原型改进的主要原因.



(a) 迎风侧视图



(a) 总压恢复系数



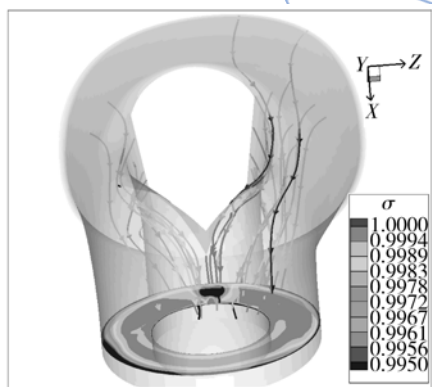
(b) 流线分布

图 11 改型进气道在飞行状态下的出口参数分布

Fig. 11 Outlet section of modifying inlet at flying

进气道的性能同样比原型进气道的性能有很大的提高.

图 12 给出了改型进气道典型的流线特征.在典型的飞行状态下,改型进气道同样基本上没有出现分离,流线光滑整齐.这表明改型后,进气道



(b) 背风侧视图

图 10 改型进气道流线图

Fig. 10 Streamline of modifying inlet

2.2.2 飞行状态下的流动分析

典型飞行状态下,计算结果表明,改型进气道的总压恢复系数仍然比原型高,畸变指数比原型进气道下降 60%.进气道出口截面流动参数的分布显示在图 11 中.

从进气道出口截面各个参数分布特点看,在典型的飞行状态下,改型进气道的低速区和低总压区都比原型小很多,出口旋流的范围和强度也比原型弱许多.这表明在典型的飞行状态下,改型

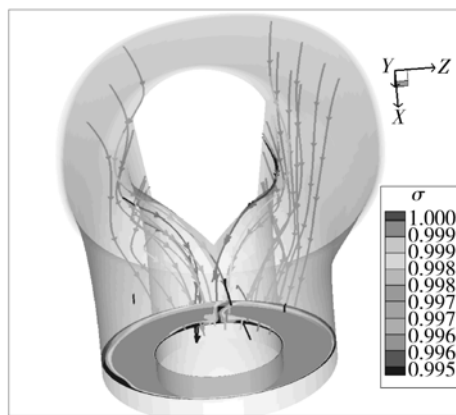


图 12 典型飞行状态下改型进气道背风侧流线分布

Fig. 12 Streamlines of inlet behind shaft at flying

内的气流在输出轴背风侧没有明显的分离,流场品质得到了很大的改善.在迎风侧的加速也非常均匀,导致了它在迎风侧的流动性能也比原型进气道要高.

3 结 论

对带输出轴的直升机进气道进行了改型设计,并利用自主软件 NAPA 对原型和改型进气道进行了数值模拟,分析研究了它们在悬停和典型飞行状态下的流场.

1) 三维流场的数值模拟表明,原型进气道具有较高的总压恢复系数,但出口流场畸变很大.其主要原因是:圆柱轴背风侧出现了显著的流动分离,而分离后的流场没有得到整流,因此进气道出口面的气流不均匀性很大.同时,在圆柱轴迎风侧,气流拐弯过急,导致了局部气流过度加速.

2) 对原型进气道进行了改型设计,修改了进气道迎风侧中段的转弯半径,同时在输出轴的背风侧添加了导流尾锥.

3) 采用上述两项技术后,CFD 分析的结果是:在悬停状态和典型飞行状态下,改型进气道的总压恢复系数比原型提高了 0.18% 左右,畸变指数 D_{c60} 在悬停状态时最大下降 74%,而典型飞行状态时下降了 60%.

参考文献:

[1] 倪先平. 直升机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2003.

[2] Hamed A. Particle dynamics of inlet flow fields with swirling vanes[R]. AIAA Paper 1981-0001,1981.

[3] Hamed A, Jun A D, Yeuan J J. Particle dynamics simulations in inlet separator with an experimentally based bounce model[R]. AIAA Paper 1993-2156,1993.

[4] 韩东,郭荣伟,万大为.带前输出轴直升机进气道侧滑特性[J].航空动力学报,2001,16(2):119-122.

HAN Dong, GUO Rongwei, WAN Dawei. Characteristics of helicopter inlet with front output shaft at yawed flight[J]. Journal of Aerospace Power,2001,16(2):119-122. (in Chinese)

[5] 韩东,郭荣伟,万大为.一种带前输出轴的直升机进气道性能试验研究[J].工程热物理学报,2001,22(6):697-699.

HAN Dong, GUO Rongwei, WAN Dawei. An investigation of the flow in a helicopter intake with front output shaft[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2001,22(6):697-699. (in Chinese)

[6] 杨永飞.某型直升机机身及进气道气动特性分析[J].直升机技术,2008,155(3):103-106.

YANG Yongfei. Aerodynamic characteristic analysis about a fuselage/intake of some helicopter[J]. Helicopter Technique,2008,155(3):103-106. (in Chinese)

[7] Han D, Guo R W, Wan D W, et al. Characteristic flow in a partially dynamic helicopter inlet[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2001,18(2):151-156.

[8] 谢永奇,余建祖,高红霞,等.某型直升机进气舱流场数值仿真[J].航空动力学报,2007,22(5):728-732.

XIE Yongqi, YU Jianzu, GAO Hongxia, et al. Numerical simulation of airflow field of helicopter inlet cabin[J]. Journal of Aerospace Power,2007,22(5):728-732. (in Chinese)

[9] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA Paper 1978-0257,1978.

[10] Visbal M, Knight D. Evaluation of the Baldwin-Lomax turbulence model for two-dimensional shock wave boundary layer interactions[R]. AIAA Paper 1983-1697,1983.

[11] 黄国平,梁德旺.一种改进的 MUSCL 格式[J].南京航空航天大学学报,1997,29(3):277-282.

HUANG Guoping, LIANG Dewang. Improvement on MUSCL scheme [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,1997,29(3):277-282. (in Chinese)

[12] 梁德旺,黄国平,赵海峰. B/L 湍流模型在强压力梯度流场计算中的应用[J].南京航空航天大学学报,1999,31(1):37-42.

LIANG Dewang, HUANG Guoping, ZHAO Haifeng. Application of B/L turbulence model for calculating flow with strong adverse pressure gradient[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,1999,31(1):37-42. (in Chinese)