

文章编号: 1000-8055(2007)05-0728-05

某型直升机进气舱流场数值仿真

谢永奇¹, 余建祖¹, 高红霞¹, 王先炜²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘 要: 针对某型直升机在悬停状态下发动机所出现的喘振问题, 提出了进气舱的 7 种结构改进方案, 用数值方法研究了在进气舱内增设圆弧导流板和下移进气口下唇缘时进气舱/进气道的流场分布. 仿真区域离散采用了非结构化网格和网格自适应技术. 结果表明, 各方案进气舱/进气道在悬停状态下均存在不同程度的气流分离; 在舱内侧增设导流板和改变进气口下唇缘尺寸可以改善气流品质. 试飞试验表明, 增设导流板并下移进气口下唇缘可以防止发动机在悬停状态下发生喘振, 保证发动机性能.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 直升机; 数值仿真; 流场; 畸变

中图分类号: V275.1

文献标识码: A

Numerical simulation of airflow field of helicopter inlet cabin

XIE Yong qi¹, YU Jian zu¹, GAO Hong xia¹, WANG Xian wei²

(1. School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Seven improvement packages for inlet cabin were developed to resolve the problem of engine surge in a helicopter under the hovering flight conditions. Airflow field distribution of inlet cabin/intake was numerically studied for setting circular arc baffle in the inlet cabin and moving downward the lower lip of air inlet. And, unstructured grid and grid self-adaptive technology were applied for regional simulation discretion. The results indicate that local flow separation exists in the inlet cabin/intake for each package under the hovering flight conditions, and the airflow quality can be improved by setting baffle inside the cabin and changing the size of the lower lip of air inlet. Flight-test results show that the engine surge under hovering flight conditions can be prevented to ensure engine performance by using the above specified methods.

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; numerical simulation; airflow field; distortion

流场畸变会引起发动机的稳定裕度下降^[1-3]. 某型直升机在进行试飞试验时, 在低空悬停状态下发动机出现了喘振. 温度测量结果表明, 发动机排气和动力舱气体泄漏未导致发动机进口产生温度畸变. 对发动机进气舱原方案进行仿真分析, 进

气舱、进气道内均存在大尺度的气流分离, 发动机进口发生流场畸变, 进而导致发动机稳定裕度下降. 为了分析进气舱结构对舱内流场的影响, 改善舱内气流品质, 本文应用数值方法对 7 种不同结构方案的进气舱流场进行了仿真计算与分析. 结

收稿日期: 2006-05-11; 修订日期: 2006-11-10

基金项目: 国家重点课题

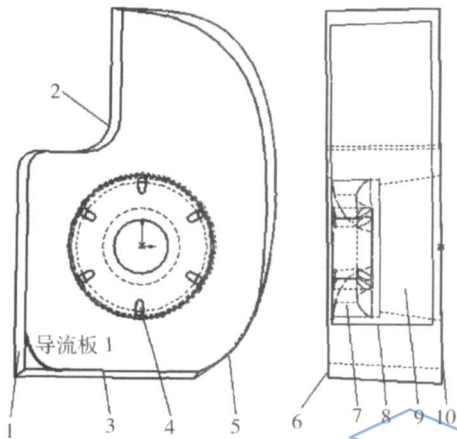
作者简介: 谢永奇(1979), 男, 河南开封人, 博士生, 主要从事微尺度传热、热系统仿真的研究. E-mail: xieyqi@sohu.com

果表明, 增设导流板并下移进气口下唇缘可以防止发动机在悬停状态下发生喘振. 本文的研究成果对于进气舱结构的优化设计具有指导意义.

1 物理和数学模型

1.1 物理模型

图 1 给出了发动机进气舱/进气道的结构简图. 气流经位于整流罩的进气口进入进气道. 两个防火墙用于隔离火区, 并防止动力舱其它舱段高温气体进入发动机.



1 内下侧面; 2 内上侧面; 3. 底面; 4 导流体;
5 整流罩; 6 防火墙 1; 7 进气道;
8 进气口下唇缘; 9 发动机壳体; 10 防火墙 2
图 1 进气舱/进气道结构简图

Fig.1 Configuration sketch of inlet cabin/intake

为保证仿真计算的准确性, 建模时进气舱/进气道几何模型尽可能与实际情况保持一致, 特别是进气道几何结构. 忽略舱壁连接处缝隙, 即不考虑动力舱其它舱段气体向进气舱的泄漏.

表 1 各方案的结构尺寸

Table 1 Configuration size of each project

方案	进气口下唇缘位置/mm	导流板半径/mm
A1	下移 200	不增设导流板
A2	下移 250	不增设导流板
A3	全开	不增设导流板
B1	下移 200	255, 内下侧面与底面
B2	下移 200	300, 内下侧面与底面
B3	下移 250	255, 内下侧面与底面
B4	下移 250	300, 内下侧面与底面

本文所提出的 7 种改进方案主要考虑了进气口下唇缘位置、在内下侧面和底面连接处设置圆

弧形导流板对舱内气流速度分布和压力分布的影响. 表 1 给出了各方案的结构尺寸, 其中进气口下唇缘位置下移 200 mm 和 250 mm 是相对于原方案而言.

1.2 数学模型

本文假设进气舱/进气道内空气为不可压缩、牛顿粘性流体, 流动为稳态紊流. 考虑发动机放热, 但不考虑舱内辐射换热的影响. 进气舱内空气流动和传热的控制方程可描述如下:

连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \tag{1}$$

动量方程

$$\frac{\partial \rho \mathbf{U}}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\mu_{\text{eff}} \nabla \mathbf{U}) \tag{2}$$

式中 μ_{eff} 为有效粘性系数, p 为修正压力.

能量方程

$$\frac{\partial \rho T}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} T) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_T \tag{3}$$

式中 λ 为导热系数, S_T 为源项.

湍流动能 k 方程

$$\frac{\partial \rho k}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} k) - \nabla \cdot \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_k} \nabla k \right) = G - \rho \varepsilon \tag{4}$$

湍流动能耗散率 ε 方程

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial \tau} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \varepsilon) - \nabla \cdot \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\varepsilon} \nabla \varepsilon \right) = \frac{\varepsilon}{k} (C_{\varepsilon 1} G - C_{\varepsilon 2} \rho \varepsilon) \tag{5}$$

式中 k 为紊流动能, ε 为紊流动能耗散率, $C_{\varepsilon 1}$, $C_{\varepsilon 2}$, σ_k , σ_ε 为常数, G 为紊流动能生成项.

1.3 边界条件

进气舱内流动和传热边界主要包括气流入口、气流出口和各个壁面. 假定环境压力为 101 325 Pa, 环境温度即进气温度为 310 K. 根据飞行和环境状况设定发动机进口气流流量为 5.0 kg/s; 根据发动机内部压力分布给定出口边界相对静压为零. 进气舱壁面的流动边界条件采用固体壁面无滑移边界条件, 应用标准壁面函数决定靠近壁面附近流体的流动行为.

采用试验测试的发动机壁面温度数据作为发动机壁面边界条件(这里根据发动机分区给定壁面温度). 通过防火墙 1 和防火墙 2 向进气舱散热流密度值分别为 40 W/m² 和 1 500 W/m². 内上侧面和内下侧面近壁处对流换热系数分别为

55 W/(m² · K) 和 10 W/(m² · K), 气流温度为 330 K. 整流罩为绝热壁面.

1.4 网格生成和求解策略

本文采用非结构化四面体网格^[4]划分计算区域. 非结构化网格对复杂外形具有很强的适应能力和很好的灵活性, 便于网格的自动生成、自适应处理及并行计算的实施. 各方案节点数和体单元数相差不大, 节点数约 18 万个, 体单元数约 64 万个. 为了更多获得进气舱各壁面边界层信息, 对各壁面进行了附面层控制和网格控制.

采用标准 $k-\epsilon$ 模型封闭湍流控制方程, Thermal Energy 模型模拟舱内传热. 控制微分方程离散时采用有限容积法, 计算中连续方程、能量方程和动量方程采用 High Resolution 格式离散, k 和 ϵ 方程采用一阶迎风格式离散. 采用 RMS (root mean square) 残差值和对速度、压力的监测值判断是否收敛, 计算迭代至 200 步 RMS 到达 2×10^{-5} , 速度和压力监测值趋于稳定, 获得较理想的

结果.

2 仿真结果及分析

2.1 流场分析

图 2 是原方案、A2、B1 和 B4 方案的进气舱/进气道流场分布. 进入舱内的气流一部分被直接吸入发动机, 一部分绕流发动机壳体在舱内侧形成漩涡. 由图 2(a) 可知, 由于下唇缘的影响气流在其下侧出现了一个较大的漩涡. 受发动机进气形式和舱结构的影响, 在舱内侧区域也出现了漩涡. 这很可能降低发动机性能, 导致发动机喘振. 图 2(b) 表明, 在不增设导流板的情况下, 将下唇缘下移 250 mm, 可以阻止下唇缘附近漩涡的生成, 但是这将导致在舱底部形成一个大的涡流区. 由图 2(c) 和 (d) 可知, 在舱底面和内下侧面之间增设导流板, 将有利于降低舱内侧气流的紊流度, 改善气流流动, 但是在下唇缘附近仍会存在一个小的漩涡.

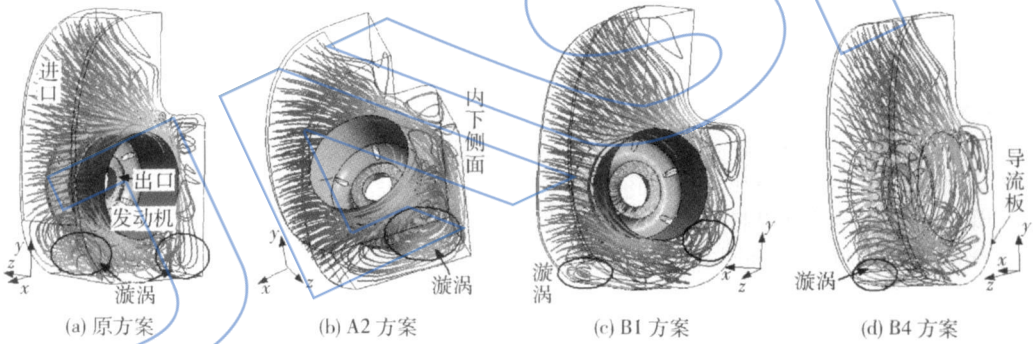


图 2 原方案, A2, B1 和 B4 方案的进气舱/进气道流场分布

Fig. 2 Airflow field of inlet cabin/ intake for original, A2, B1 and B4 project

A1, A3 方案的流场分布和 A2 方案的相似, B2, B3 方案的流场分布和 B1 的相似. 只是随着下唇缘位置的下移, A 类方案下唇缘附近漩涡也下移并逐渐变小, 在下移 250 mm 和全开时, 漩涡消失. 而 B 类方案由于增设了导流板, 下唇缘附近的漩涡总是存在的. 由图 2 还可知, 无论是原方案, 还是各改进方案, 内下侧面和内上侧面连接处均存在漩涡, 但该漩涡未进入进气道, 对发动机性能的影响可以忽略.

图 3 给出了 A 类和 B 类方案进气道下侧沿程静压分布. 可以看到, 静压沿着流动方向总趋势是下降的 (沿发动机轴向 $z = 0.3041$ m 对应进气道进口), 在进气道出口截面气流没有分离^[1, 2].

由图 3(a) 可知, A 类方案沿程静压分布都有一个平台, 存在气流分离, 其原因是进入舱内的气体受发动机壳体的阻碍形成绕流, 在舱底部和内侧形成了漩涡 (这也可以由图 2 看出). 这说明仅仅下移下唇缘并不能消除进气道下侧气流分离. B 类方案的沿程静压分布也有一个平台, 其趋势要弱于 A 类方案, 这说明增设导流板并下移下唇缘可以改善气流流动.

2.2 流场畸变指数

本文采用流场畸变指数 $DC(60)$ 来衡量流场畸变程度^[5], 式 (6) 给出了其定义.

$$DC(\theta) = (p_f - p^0)/q_f \tag{6}$$

式中, p_f 为出口截面平均总压; q_f 为对应的平均

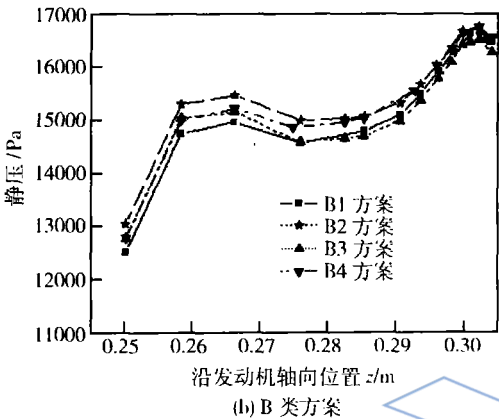
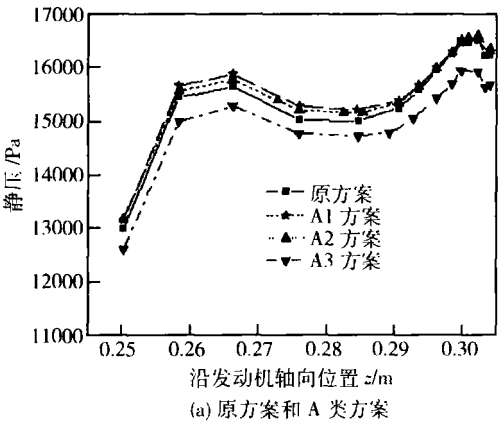


图 3 各方案沿发动机轴向静压分布
Fig. 3 Static pressure distribution along engine axis for each project

动压; p_0 为 $\theta = 60^\circ$ 范围内截面最低总压区内的平均总压.

各方案的 $DC(60)$ 值见表 2. 对于 A 类方案, 下移下唇缘, $DC(60)$ 值变小, 表明进气道出口截面流场畸变程度逐渐减少, 在全开时流场畸变程度最小(由于整流罩结构限制, A3 方案只作为一种理想情况). 对于 B 类方案, $DC(60)$ 值相差不大, 但 $DC(60)$ 值小于原方案和 A 类方案, 表明下

移下唇缘并增设导流板, 可以降低出口截面的流场畸变程度.

表 2 各方案畸变指数 $DC(60)$
Table 2 Distortion coefficient for each project

方案	原方案	A1	A2	A3	B1	B2	B3	B4
$DC(60)$	0.12	0.110	0.112	0.091	0.094	0.104	0.103	0.097

B 类方案中, $DC(60)$ 值大小为 B1 方案最小, B4 方案次之, B2 方案最大. 采用 B1 方案, 即增设半径为 255 mm 的圆弧形导流板并下移下唇缘 200 mm, 可以获得最好的改进效果. 对原方案和 4 种 B 类改进方案比较分析可得出: 导流板半径不能太大, 也不能太小, 存在一个较佳的半径值, 使得舱内气流流动得到有效改善. 而对于给定的导流板半径, 存在一个较佳的下唇缘尺寸, 可以最大限度地减小进气道出口截面流场畸变, 保证发动机性能.

2.3 出口截面压力分布

图 4 分别给出了 A2、A3、B1 和 B4 方案的出口截面总压分布图(从进口往出口方向观察). 可以看出, 各方案进气道出口截面的低压区主要分布在截面下侧, A 类方案(A1 与 A2 相似) 低压区分布与 B 类方案(B2 与 B1、B3 与 B4 相似) 有所不同, 这是因为增设导流板改善了舱内气流流动, 减小了出口截面流场畸变程度, 使得出口截面总压分布较为均匀.

由图 4(a) 和(b) 可知, 随着下唇缘位置的下移, 出口截面总压分布趋于均匀, 低压区面积减小. 由图 4(c) 和(d) 可知, 出口截面总压分布 B1 方案较 B4 方案均匀; 出口截面总压低压区主要分布在下侧靠右区域, 这是由于在下唇缘处气流存在分离, 对进气道下部气流流动产生了影响.

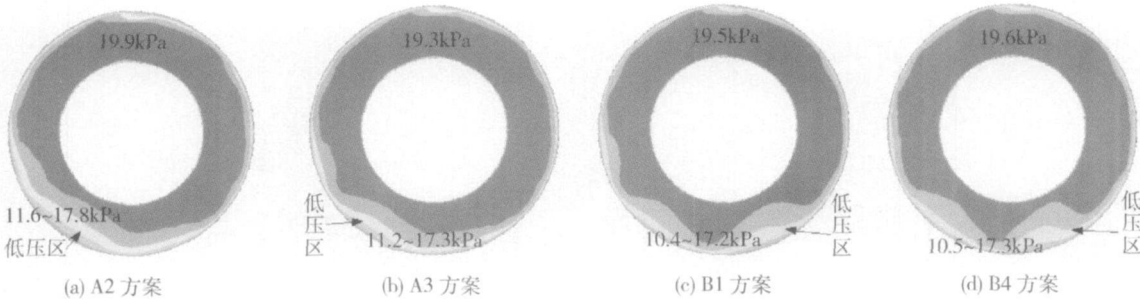


图 4 A2、A3、B1 和 B4 方案的出口总压分布
Fig. 4 Total pressure distribution at the exit for A2, A3, B1 and B4 project

3 结 论

根据对原方案和 7 种进气舱结构改进方案流场的仿真计算和分析,得到如下结论:

(1) 无论是下移下唇缘还是增设导流板,进气舱底部和进气道下侧都存在一定程度的气流分离.进气道出口截面低压区主要位于截面下侧.

(2) 不增设导流板,仅下移下唇缘位置,进气舱/进气道内气流流动品质改善不大,但是下唇缘全开可以明显改进舱内流场分布.

(3) 增设导流板并下移下唇缘,有利于改善舱内气流流动;对于某一半径导流板,存在一个较佳的下唇缘尺寸,可以有效降低出口截面畸变程度.

(4) 对于给定下唇缘位置,存在一较佳的圆弧形导流板半径,使得舱内气流流动得到有效改善.

本文的研究结果,已提供某型直升机进气舱

优化设计参考:在舱内增设一定半径导流板并下移下唇缘,试飞试验中基本未发生喘振.

参考文献:

[1] 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.

[2] HAN Dong, GUO Rongwei, WAN Dawei, et al. Characteristics of flow in a partially dynamic helicopter inlet[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 18(2): 151-156.

[3] 《航空发动机设计手册》总编委会.航空发动机设计手册(第7册)[M].北京:航空工业出版社,2000.

[4] 陶文铨.近代传热学的发展史[M].第二版.北京:科学技术出版社,2000.

[5] Jung Y W, Jun Y M, Yang S S. Conceptual design for the air intake system of smart UAV[R]. AIAA paper 2005-1207.