

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.012

直升机动力舱冷却系统冷却孔进气优化设计

石嵩¹, 吕晓锋², 张贺²

(1. 陆军航空兵研究所, 北京, 101121;

2. 航空工业哈尔滨飞机工业集团有限责任公司飞机设计研究所, 哈尔滨, 150060)

摘要: 对某型民用直升机动力舱冷却系统冷却孔的进气性能开展优化研究, 参考飞机辅助动力单元 (Applicant power unit, APU) 进气系统形式设计了两类收风装置。采用数值仿真手段, 对比分析在多个速度的前飞状态和不同爬升率的爬升状态下 3 处冷却孔的进气性能。结果显示基于 Scoop 型设计的收风装置在直升机大速度前飞状态收风效果最好, 但在小速度前飞状态进气性能没有得到改善。基于 Flush 型设计的收风装置同样具有改善进气性能的作用, 其最显著优点是在所有飞行状态均保证较高的冷却进气量。为后续的优化设计研究工作指明了方向。

关键词: 动力舱冷却系统; 冷却孔; 收风装置; 进气优化

中图分类号: V233.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)02-0264-06

Optimal Design on Aerodynamic Performance of Cooling Hole Intakes in Engine Bay Cooling System of Helicopter

SHI Song¹, LYU Xiaofeng², ZHANG He²

(1. Army Aviation Research Institute, Beijing, 101121, China; 2. Aircraft Design and Research Institute of AVIC Harbin Aircraft Industry Group Co., Ltd., Harbin, 150060, China)

Abstract: For one type of civil helicopter, optimal design on aerodynamic performance of cooling hole intakes in the engine bay cooling system is studied. Two kinds of air collecting device are designed referring to applicant power unit (APU) intake system. The aerodynamic performance of the three cooling hole intakes in the condition of forward flight with various velocities and climb flight with different climbing rates are analyzed using numerical simulation method. The results show that the air collecting device designed according to scoop type has the best air collecting effect when the helicopter is flying forward at a high speed. Meanwhile, there is no improvement on aerodynamic performance of cooling hole intakes when helicopter is flying forward at a low speed. The air collecting device based on flush type also has a good function of improving air intake performance. And the most obvious advantage is to ensure a high cooling air flow in all flight conditions. Reasonably, it seems that the air collecting device designed based on flush type is more suitable for helicopter, which well points out the direction of the subsequent optimal design research.

Key words: engine bay cooling system; cooling hole; air collecting device; air intake optimization

随着对直升机高原飞行性能提出更高要求, 高原型直升机的“心脏”需要采用功率更高的涡轴发动机。发动机更高的功率意味着更高的机匣表面

温度, 以赛峰公司最新一代涡轴发动机 ARRIEL 2H 为例, 起飞功率下其涡轮间燃气温度和外机匣最高温度分别达到 942 °C 和 890 °C^[1]。因此常采用空气

收稿日期: 2019-07-26; **修订日期:** 2019-09-26

通信作者: 石嵩, 男, 工程师, E-mail: 974253258@qq.com。

引用格式: 石嵩, 吕晓锋, 张贺. 直升机动力舱冷却系统冷却孔进气优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 264-269. SHI Song, LYU Xiaofeng, ZHANG He. Optimal design on aerodynamic performance of cooling hole intakes in engine bay cooling system of helicopter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 264-269.

冷却的方式对直升机动力舱进行冷却通风,防止舱内出现超温导致发动机附件和电子元器件功能失效。

典型的动力舱冷却系统冷却气源或来自发动机进气道或来自外界环境^[2],对于后者系统设计中需要考虑在动力舱整流罩特定位置增设冷却孔,并且冷却孔的进气性能需要兼顾直升机从悬停到高速前飞,保证在整个飞行包线内都具备良好的进气性能以满足动力舱的冷却需求。

为满足上述性能要求,直升机动力舱冷却系统冷却孔设计可借鉴飞机辅助动力单元(Applicant power unit, APU)进气道的设计形式。目前APU进气系统形式的选择大多是基于 flush 型^[3-4]和 Scoop 型^[5]进气道^[6], flush 型进气道进气口常见截面形状为分叉式或平面式;Scoop 型则常选用圆形、半圆形或矩形。本文工作主要是借鉴 APU 进气系统的设计形式,针对某高原型民用直升机适应性设计两类冷却孔收风装置,通过数值仿真手段对比分析冷却孔进气性能,探索优化方向从而更好地提高动力舱冷却系统的冷却通风能力。

1 方法描述

1.1 控制方程

将连续性方程、动量方程和能量方程统一表达成守恒型通用方程

$$\text{div}(\rho U u) = \text{div}(\Gamma \text{grad} U) + S \quad (1)$$

求解中采用了具有良好守恒特性的有限体积法,即在控制体内对通用方程进行积分

$$\int_{\Omega} \text{div}(\rho U u) d\Omega = \int_{\Omega} \text{div}(\Gamma \text{grad} U) d\Omega + \int_{\Omega} S d\Omega \quad (2)$$

方程左边项代表对流项,方程右边第1项代表扩散项,右边第2项是源项在控制体内的积分。

1.2 物理模型

该型直升机利用发动机高速排气作为动力舱冷却通风的引射气源,同时冷却气源来自外界大气,因此开展该型机动力舱冷却系统冷却孔进气优化工作则需要对动力舱及排气管内流和直升机整机外流进行联合仿真。根据对称性,取直升机左侧物理模型用于计算(见图1);同时为了保证数值计算更好地收敛,对直升机模型进行一定程度的简化处理,忽略了主旋翼、涵道式尾桨、平尾、垂尾和滑橇式起落架,保留部分直升机进气道。动力舱内部包含了涡轴发动机壳体和主要的附件装置。引射式排气系统未做任何简化。

对于外流场计算域,如图2所示在直升机外部建立一个足够大的半圆柱形计算域^[7],以保证关注的区域与远场边界之间不会产生数值上的不合理影响,避免出现伪物理现象。



图1 物理模型

Fig.1 Physical model

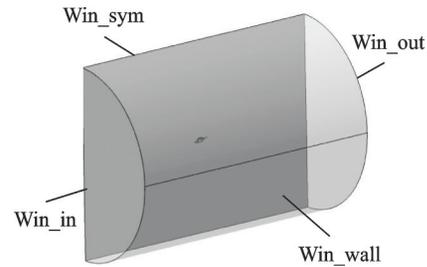
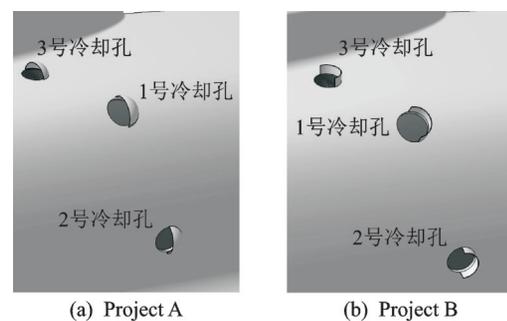


图2 直升机外流计算域

Fig.2 Computational domain of external flow field around a helicopter

动力舱冷却系统的3处冷却孔原设计为直接在动力舱整流罩特定位置开通孔,冷却孔外侧不加装任何收风装置(以下简称原设计)。参考 Scoop 型进气道适应性设计了如图3(a)所示的“猫耳朵”收风装置(以下简称方案A),参考 flush 型进气道适应性设计了如图3(b)所示的“挡片”收风装置(以下简称方案B)。设计中保证两套方案的收风装置沿冷却孔外法线方向的最大高度(30 mm)相等,并且收风装置的迎风面垂直于冷却孔当地的来流方向。



(a) Project A

(b) Project B

图3 适应性设计的两套收风装置方案

Fig.3 Two adaptive projects for air collecting device

1.3 网格划分和边界条件设置

分别采用非结构化网格(四面体类型)对动力舱和引射式排气系统内流计算域和直升机外流计算域划分网格(见图4),然后将内流计算域与外流计算域通过 Interface 形式拼接在一起构建完整的联合仿真计算域,拼接面网格连接方式采用 General grid interface 连接。在3处动力舱冷却孔区域进行网格加密处理。网格总单元数为930万左右。

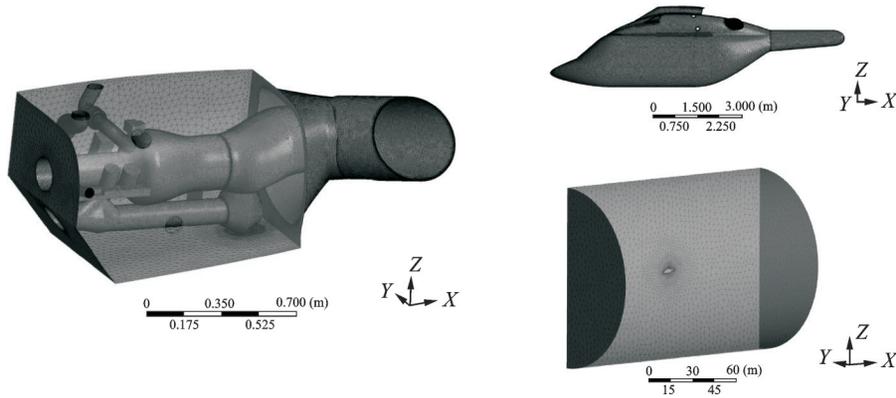


图4 内流和外流计算域网格

Fig.4 Mesh of internal and external computational domains

以大型商用软件 ANSYS CFX 作为计算平台,选择 $k-\epsilon$ 两方程湍流模型,能量方程选择 Thermal Energy 形式,对不可压缩 Navier-Stokes 方程进行定常求解。自由涡轮出口截面设置为质量流量进口边界(2.535 kg/s,即发动机最大连续功率对应的排气流量)、并给定局部柱坐标下的3个分速度方向以及总温分布;起动发电机热气排放口设置为进口边界,给定质量流量和静温。直升机进气道进口截面设置为质量流量出口边界(2.535 kg/s)。外部计算域四周固壁中 Win_sym 设置为对称边界;其余3个面中 Win_in 设置为速度进口边界,给定在全局笛卡尔坐标系下的3个分速度和环境温度; Win_out 设置为压力出口边界(大气压力); Win_wall 设置为自由滑移壁面。

2 计算结果与分析

2.1 几个气动参数指标的定义

(1) 冷却孔进气总压损失^[8]为

$$\text{InletLoss} = \frac{P_{T(\text{ambient})} - P_{T\text{out}}}{P_{T(\text{ambient})}} \times 100\% \quad (3)$$

式中: $P_{T(\text{ambient})}$ 为环境总压, $P_{T\text{out}}$ 为冷却孔进气道出口总压。

(2) 引射比

$$\varphi = \frac{m_s}{m_p} \times 100\% \quad (4)$$

式中: φ 表示引射比, m_s 表示引射质量流量, m_p 表

示发动机排气质量流量。

2.2 直升机前飞状态

2.2.1 冷却孔进气性能

针对原设计、方案A以及方案B这三种构型,重点分析在海拔高度0 m、国际标准大气温度,以5个不同速度(v_H 、 $(1/2)v_H$ 、 $(1/4)v_H$ 、1 m/s、0.5 m/s)直升机前飞状态下动力舱冷却系统3处冷却孔的进气情况,其中 v_H 代表该型直升机的最大前飞速度。

图5着重对比了3种构型冷却孔进气流量随前飞速度的变化趋势。原设计3处冷却孔的进气流量随前飞速度增大而减小,大速度前飞时冷却孔仅能吸入当地来流方向直升机整流罩外表面附面层内的低能气体,因此进气量极为有限。方案A 3处冷却孔的进气流量随前飞速度增大而增大,在前飞速度 v_H 下3处冷却孔进气流量较原设计分别提高6.7、3.9和6.3倍,但在前飞速度0.5 m/s时3处冷却孔的进气流量均低于原设计。方案B同样具有提高冷却孔进气流量的作用,在前飞速度 v_H 下3处冷却孔进气流量较原设计分别提高5.1、2.4和3.8倍,其最显著的特点是在0.5 m/s到 v_H 整个速度范围内均能够保持较高的进气流量。 v_H 前飞速度下,此时3号冷却孔丧失进气能力,动力舱内热气从3号冷却孔泄漏出去,故进气流量为负值。

动力舱冷却系统希望尽量减少外界空气流经冷却孔所带来的能量损失,保证冷却气体在动力舱内流动具有更高的速度,增强舱内对流换热。图6

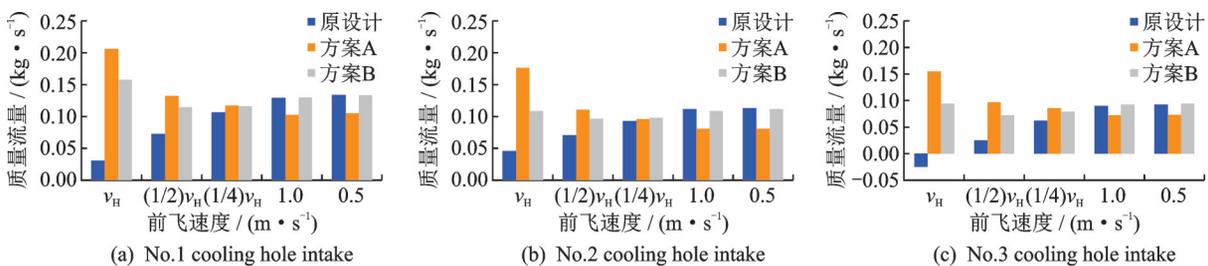


图5 3处冷却孔进气流量对比

Fig.5 Comparison of air flow in three cooling hole intakes

给出了每种构型 3 处冷却孔进气的总压损失对比情况,整体上讲无论哪种构型进气的总压损失都是随前飞速度增大而增加。在 0.5~19 m/s 前飞速度范围内,原设计与方案 B 的总压损失基本相当,方

案 A 的总压损失略高(3 号冷却孔最为明显);当前飞速度超过 19 m/s,原设计的总压损失极剧升高,远大于其他两种方案,方案 B 的总压损失次之,方案 A 的总压损失最小。

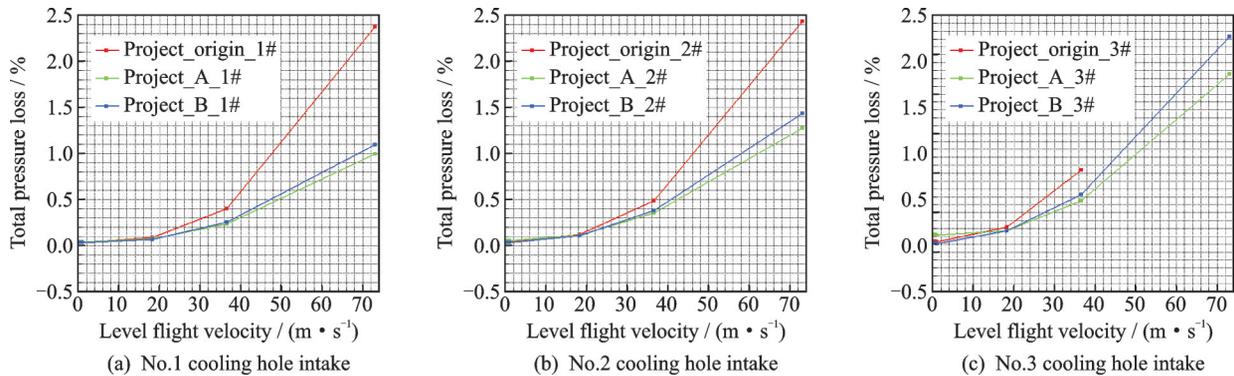


图 6 动力舱冷却系统 3 处冷却孔进气的总压损失对比

Fig.6 Comparison of total pressure loss of three cooling hole intakes in the engine bay cooling system

从另一方面讲,冷却孔进气性能的优化同样有助于提高引射式排气系统的引射性能。上述 3 种构型引射比随直升机前飞速度的变化趋势(见图 7)与冷却孔进气流量随前飞速度的变化趋势一

致。前飞速度超过 30 m/s 以后,原设计对应的引射比已经不满足设计要求,进入通风危险区域;而方案 A 和 B 对应的引射比均超过 10% 的设计要求,引射性能获得明显提升。

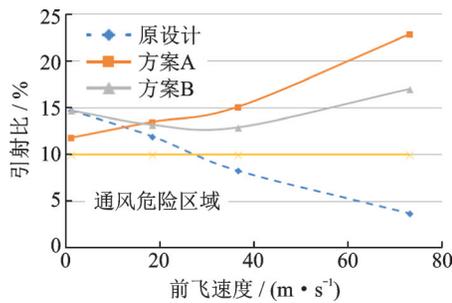


图 7 引射性能对比

Fig.7 Ejection performance comparison

2.2.2 冷却孔进口局部区域流场分析

在直升机以大速度前飞时,方案 A 和 B 提高冷却孔进气流量的原理一致:将来流空气具有的动能转化为压力能,在冷却孔外侧形成局部高静压区,使来流空气在动力舱内外压差的作用下流入动力舱内。但方案 A 的“猫耳朵”装置收风能力显然更强,方案 B 的“挡片”装置尽管同样形成了局部高静压区,但仍有部分气体从挡片上部边缘泄漏而浪费掉,没有流入动力舱内(见图 8)。

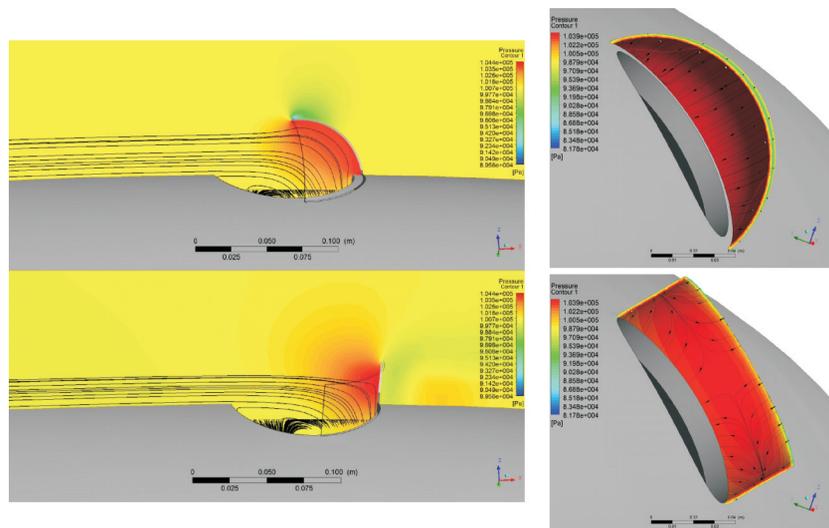


图 8 不同构型冷却孔局部流场(以 1 号冷却孔为例,前飞速度 v_H)

Fig.8 Local flow field of cooling hole intake with different configurations (No.1 cooling hole intake, forward flight velocity v_H)

在直升机以低速(0.5 m/s)前飞时,冷却孔进口局部的流场不同于高速前飞,此时来流空气的冲

压效应已被进气的局部损失所抵消,外界空气仅在引射式排气系统的引射效应下泵吸进入动力舱。

而方案A相当于在冷却孔进口前进行节流,导致局部损失系数增大,进气流量下降。方案B对冷却孔进气面积的遮挡非常有限,对局部流场影响很小,进气流量基本等同于原有开敞构型的流量水平(见图9)。

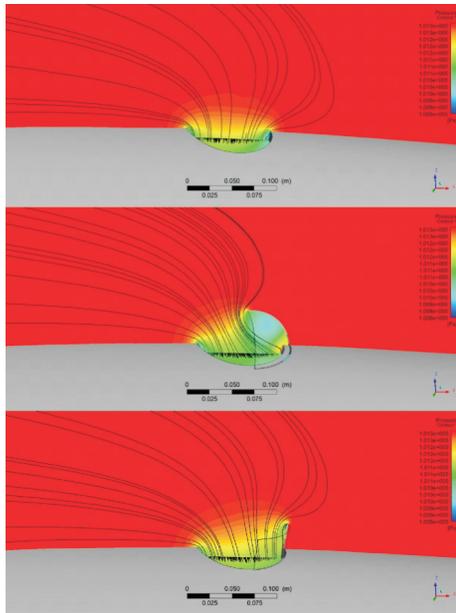


图9 不同构型冷却孔局部流场(以1号冷却孔为例,前飞速度0.5 m/s)

Fig.9 Local flow field of cooling hole intake with different configurations (No.1 cooling hole intake, forward flight velocity=0.5 m/s)

2.3 直升机爬升阶段

针对原设计、方案A以及方案B这3种构型,选取了直升机在飞行中经常使用的最有利爬升速度(即 $(1/2)v_H$ 左右),对比分析不同爬升率(0, 0.762和1.524 m/s)对动力舱冷却系统3处冷却孔进气性能的影响情况。

对于直升机爬升阶段,按照相对运动关系,即直升机静止而远前方来流沿 z 轴负方向增加了一个速度分量,其大小等同于爬升率的数值。根据

表1给出的计算数据判断出随着爬升率的增加,来流空气具有的速度增大,无论是原设计还是方案A、B 3处冷却孔的进气流量均呈现出提升的趋势。原设计的提升程度最大,方案B次之,方案A的提升程度最小。

在评估爬升阶段冷却孔进气性能的工作中,3处冷却孔相对于直升机整流罩不同的开设位置是一个不容忽视的因素。如图10所示,收风装置的迎风面始终垂直于冷却孔当地的来流方向,前飞状态当地的来流方向与远前方来流方向基本一致。但是爬升阶段情况将变得更为复杂:3号冷却孔靠近发动机固定整流罩根部,其进气方向基本上不受直升机爬升飞行的影响,因此利用来流空气提高进

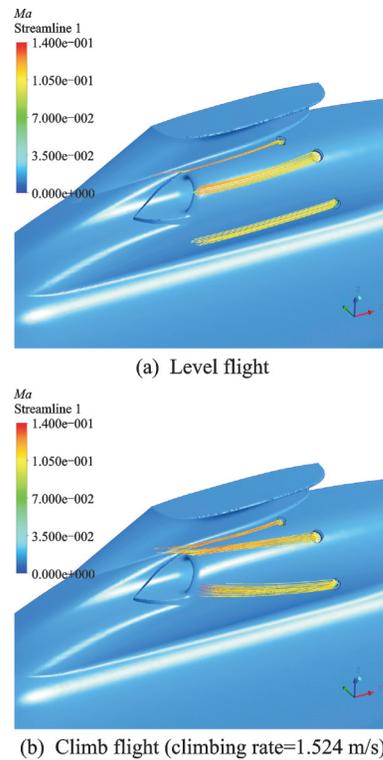


图10 爬升飞行对冷却孔进气方向的影响(以方案B为例)
Fig.10 Influence of climb flight on the air direction of cooling hole intakes (Project B)

表1 爬升阶段冷却孔进气性能

Table 1 Aerodynamic performance of cooling hole intakes in the condition of climb flight

项目	爬升率/(m·s ⁻¹)	进气流量/(kg·s ⁻¹)			流量变化率/%			总压损失/%			引射比/%
		1号	2号	3号	1号	2号	3号	1号	2号	3号	
原设计	0	0.072 7	0.070 3	0.025 0				0.40	0.48	1.04	8.29
	0.762	0.086 7	0.076 5	0.034 0	19.3	8.8	36.0	0.29	0.40	1.03	9.45
	1.524	0.087 5	0.079 4	0.036 4	20.4	12.9	45.6	0.35	0.42	1.07	9.69
方案A	0	0.132 4	0.110 4	0.097 1				0.23	0.35	0.65	15.08
	0.762	0.145 7	0.118 9	0.107 9	10.1	7.7	11.1	0.19	0.29	0.65	16.37
	1.524	0.148 8	0.122 3	0.110 4	12.4	10.8	13.7	0.24	0.34	0.72	16.72
方案B	0	0.114 5	0.098 3	0.072 4				0.25	0.38	0.73	12.93
	0.762	0.130 2	0.107 8	0.085 7	13.7	9.7	18.4	0.19	0.31	0.71	14.44
	1.524	0.134 8	0.109 6	0.089 3	17.7	11.5	23.3	0.25	0.32	0.77	14.83

气流量的效果最佳;1号冷却孔处于动力舱整流罩的凸起区域,其进气方向明显受直升机爬升飞行的影响,在爬升阶段迎风面积减小,因此进气流量增幅次之;2号冷却孔处于动力舱整流罩的凹陷区域,在爬升阶段处于背风的位置,因此进气流量增幅最低。

3 结 论

本文针对某型民用直升机动力舱冷却系统3处冷却孔的进气性能开展优化设计研究,运用计算流体力学方法模拟了直升机不同前飞速度下冷却孔的进气流场,计算获得了进气流量、总压损失等进气性能参数和引射式排气系统的引射比。现总结以下结论:

(1)对于冷却孔设置在直升机动力舱整流罩上的动力舱冷却系统,在冷却孔外侧加装收风装置可利用来流空气冲压,提高冷却孔的进气流量,改善动力舱的冷却通风情况。

(2)参考Scoop型进气道设计的方案A在直升机大前飞速度下收风效果优于参考Flush型进气道设计的方案B,但由于前者沿冷却孔外法线方向上对冷却孔存在一定程度的遮挡,降低了直升机小前飞速度下的进气流量,导致该状态下冷却孔进气性能差于方案B。

(3)方案B最显著的优点是很好地兼顾了直升机不同的飞行状态,在所有前飞速度范围内均保持较高的进气流量。

(4)直升机爬升阶段,原设计和方案A、方案B3处冷却孔进气流量均呈现提升的趋势。方案B的提升程度介于原设计与方案A之间。

(5)对比本文3种构型,其中方案B最适合应用在直升机这类旋翼飞行器中,但后续仍需要对这类收风装置的气动外形开展进一步优化,如将挡片角度由现有的垂直于冷却孔调整为与冷却孔成一个锐角,起到更好的导流作用。同时可降低对整机

气动性能的影响。

参考文献:

- [1] SAFRAN H. Arriel 2H installation & operating manual [EB/OL]. (2014-04-01) [2018-04-01]. <https://www.safra-helicopter-engines.com>.
- [2] 李立国,张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 132-133.
LI Ligu, ZHANG Jingzhou. Aeronautic ejector/mixer[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007: 132-133.
- [3] 王虎山. 带连接多孔板的APU进气流道气动性能研究及优化[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
WANG Hushan. Study and optimization on aerodynamic performance of APU intake system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [4] MARK D R. Aircraft auxiliary air intake with ram and flush opening door: US, 6349899 B1[P]. 2002-02-26.
- [5] HARVELL J K. Method and apparatus for controlling the inlet duct leading to an auxiliary: US, 6272838 B1[P]. 2001-08-14.
- [6] VANDERLEEST S. Scoop and inlet for auxiliary power units and method: US, 4418879[P]. 1983-12-06.
- [7] 章叶川,郭玉杰,张强. APU进气系统流体计算方法研究[J]. 科技视界, 2016, 19: 21-23.
ZHANG Yechuan, GUO Yujie, ZHANG Qiang. Study on the fluid calculation method of APU intake system[J]. Science & Technology View, 2016, 19: 21-23.
- [8] 邓智亮,唐宏刚,张乃昌,等. APU进气管道口尺寸比例对进气性能影响研究[J]. 科技信息, 2011, 22: 446-449.
DENG Zhiliang, TANG Honggang, ZHANG Naichang, et al. Study on the influence of APU intake size ratio on the dynamic performance[J]. Science and Technology Information, 2011, 22: 446-449.

(编辑:陈璐)