

引射冷却系统设计与数值模拟

杨振鹏

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用复合可压流法和考虑粘性影响的一维流法设计了满足最大次流流量的引射喷管冷却结构, 并采用 Delphi 语言开发了具有友好人机界面的设计应用软件, 对引射喷管抽吸特性规律进行了研究, 利用 Fluent 商用软件进行了设计引射喷管结构的数值模拟, 验证了计算方法的有效性。

关键词: 引射喷管; 复合可压流法; 粘性影响; 数值模拟

中图分类号: O354-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2010) 06-0011-05

Design and numerical simulation of cooling ejector system

YANG Zhen-peng

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: A cooling ejector system that has the maximum secondary flux was designed with a composite compressible flow method and viscid one-dimensional flow method which considers the effect of viscosity. A design software with man-machine friend interface was developed with Delphi cooling language. The pump characteristics of ejector nozzle was investigated by the numerical simulation. Numerical simulation of the designed structure by Fluent demonstrates that the method is effective.

Keywords: ejector nozzle; a complex compressible method; viscid effect; numerical simulation

0 引言

现代战争中, 利用红外特征信号进行目标识别与跟踪已相当普遍。对于从飞机后向或侧向攻击的红外制导导弹来说, 飞机发动机热部件及尾喷流辐射是主要的红外跟踪目标。为了实现作战

飞机的高机动性和低可探测性, 在设计中需要综合考虑推进系统性能和红外隐身特性的优劣, 即在满足喷管推力特性需要的同时, 尽可能降低喷管壁面温度。

本文以降低喷管壁温和尾流红外辐射为目标, 设计引射喷管冷却系统。该系统采用辅助进气方式进气, 冷却气流从飞机机身上专门开设的

收稿日期: 2010-08-13; 修回日期: 2010-09-16

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目

作者简介: 杨振鹏 (1984—), 男, 硕士, 研究领域为冲压发动机燃烧室设计

进气口引入,从发动机短舱中通过,冷却气流被隔热屏分成两股,一股内层冷却气流,主要冷却发动机壁面;另一股外层冷却气流,主要冷却飞机结构和导风罩,经过引射喷管排出机外。设计目标是尽可能利用主流喷管抽吸作用达到最大的次流引射流量,从而进行喷管壁冷却和降低喷流辐射。

1 设计方法

1.1 计算方法

引射喷管数值计算方法主要有一维复合可压流法^[1]、考虑粘性影响修正的一维流法^[2]和特征线法^[3]。为研究各种主流落压比下引射喷管的抽吸特性规律,本文结合复合可压流法、考虑粘性影响的一维流法以及引射器的设计方法,采用 Delphi 语言设计出可计算发动机各种工况下引射喷管抽吸特性的设计软件。

具体的设计方法参考文献[4],软件输入参数及其意义见图1,方法1为复合可压流法;方法2为考虑粘性影响的一维流法。方法1和2以主喷管出口气流恰好是音速时对应的主喷流落压比为分界,在低于临界主流落压比下采用方法1,高于主流落压比下采用方法2。

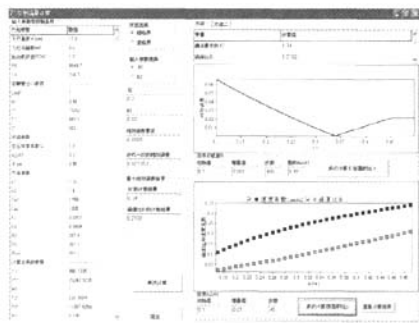


图1 设计软件界面

Fig. 1 Interface of designed software

1.2 算法验证

为验证本算法的准确性,参照参考文献[4]中的实验数据,在同一模型下用本软件计算,比较结果如图2。由图2可见本文设计方法比较精确。

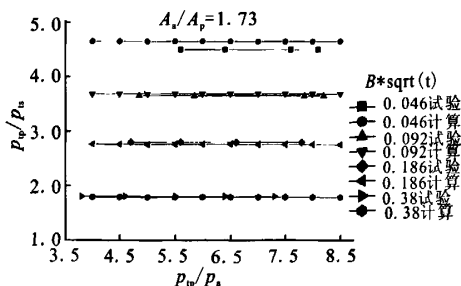


图2 计算与实验结果比较

Fig. 2 Comparison of calculated and experimental results

2 结构设计及分析

对某型无人机在不同的高度、马赫数以及发动机转速的飞行工况下,用本算法进行冷却结构的设计,得到引射喷管抽吸特性的普遍规律。为排气系统设计奠定基础。

2.1 不同的飞行高度

图3是飞行马赫数0.6、转速0.95、次流总压恢复系数0.85时,不同飞行高度下,相对流量随面积比的变化规律。随着高度的增加,相对流量下降,喷管的抽吸性能降低。

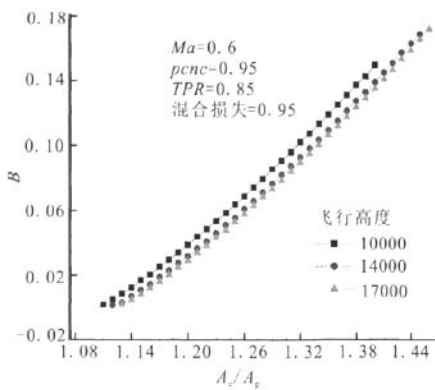


图3 流量随面积在不同高度下变化规律

Fig. 3 Variation of flow with area at different altitudes

2.2 不同发动机转速

图4是不同转速条件下,相对流量 B 随面积比的变化规律。可以看出,在给定高度、飞行马

赫数、次流总压恢复系数及喷管面积比的条件下，随着转速的增加，抽吸特性降低。

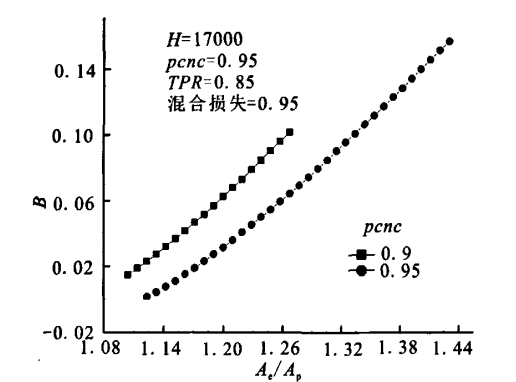


图 4 流量随面积在不同转速下变化规律
Fig. 4 Variation of flow with area at different rotary speed

在飞行高度和马赫数一定时，发动机转速减小，相对流量增大。因为发动机转速降低，喷管主流量减小，引射流量也随之减小，但引射流量相对于高空外涵冲压空气流量是个小量，即发动机转速降低时外涵绝对流量变化不大，相对流量 B 增大。

2.3 不同飞行马赫数

图 5 给出了高度 17000 m 时不同飞行马赫数下的喷管抽吸特性。相对流量随飞行马赫数增高而增大，但总体来说，马赫数的影响较小。

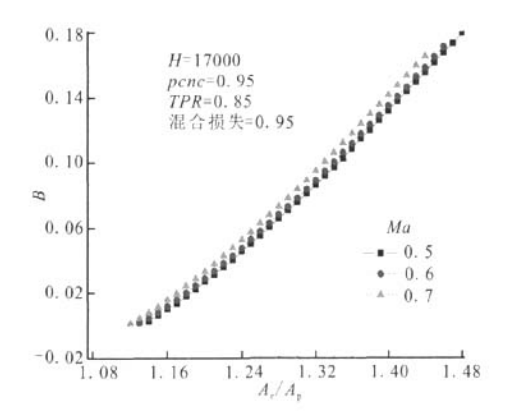


图 5 流量随面积在不同马赫数下变化规律
Fig. 5 Variation of flow with area at different Mach number

2.4 不同次流总压恢复系数

图 6 给出了相对流量随面积变化在不同次流总压恢复下的规律。可以看出，次流总压恢复系数对喷管抽吸性能影响很大。次流总压恢复系数越大，喷管抽吸性能越好。

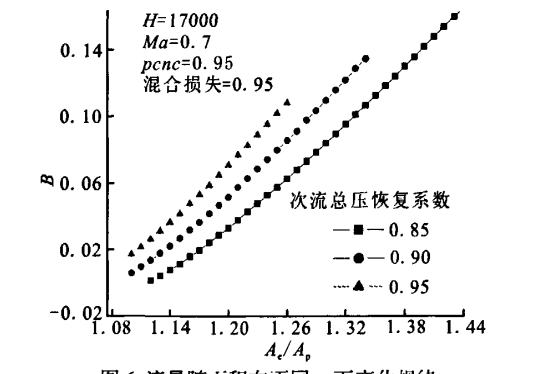


图 6 流量随面积在不同 σ 下变化规律
Fig. 6 Variation of flow with area at different σ

3 设计实例

利用本文设计开发软件并结合商业 Fluent 软件对某型无人机冷却引射排气系统进行了设计，给出可供实验的几何参数。首先对高空巡航状况进行设计，然后针对地面情况进行校核改进。

3.1 面积比确定

表 1 为飞行高度 17000 m，给定发动机转速下进行计算、整理后的典型数据。随着面积比增加，无因次流量增大，但面积比由 1.15 增加到 1.21 时，次流相对增量增加并不多，综合考虑材料、重量等因素，最佳面积比选择 1.15 左右。

表 1 无因次流量随典型面积变化值

Tab. 1 Variation of non-dimensional flow values with a typical area				
$pcnc$	0.8	0.85	0.9	0.95
$\sqrt{\tau}$	0.5528	0.5347	0.52	0.4937
p_w/p_p	0.5393	0.4747	0.4305	0.3907
p_w/p_a	2.003	2.275	2.509	2.764
$D_e/D_p=1.11$	0.0886	0.0763	0.0631	0.0475
$B\sqrt{\tau} \quad D_e/D_p=1.15$	0.0948	0.0848	0.0787	0.0625
$D_e/D_p=1.21$	0.1045	0.0902	0.0794	0.0712

3.2 间距比确定

表 2 是高空 $H=17000\text{ m}$, $Ma=0.6$, $D_d/D_p=1.15$ 工况下无因次流量随间距比的变化值。可以看出,面积比 1.15 时,间距比在 1.1 左右喷管抽吸特性较好。

表 2 无因次流量随间距比变化值
Tab. 2 Variation of non-dimensional flow values
with spacing ratio

	<i>pcnc</i>	0.8	0.85	0.9	0.95
$B\sqrt{\tau}$	$\sqrt{\tau}$	0.5528	0.5347	0.52	0.4937
	p_w/p_Ψ	0.5393	0.4747	0.4305	0.3907
	p_Ψ/p_a	2.003	2.275	2.509	2.764
	$L/D_p=0.9$	0.0877	0.0789	0.0725	0.0605
	$L/D_p=1.0$	0.0906	0.0815	0.0757	0.062
	$L/D_p=1.1$	0.0948	0.0848	0.0787	0.0625
	$L/D_p=1.3$	0.0907	0.0842	0.0781	0.06227

3.3 隔热屏对流场影响

图 7 中黑色线代表隔热屏,从图 7 中可以看出,在隔热屏两侧,温度相差 400 多度。可以看出隔热屏对隔绝高温保护壁面有重大作用。

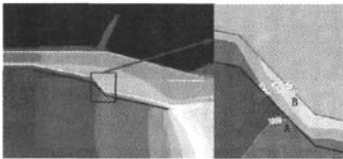


图 7 隔热屏两侧温度对比图

Fig. 7 Temperature comparison on both sides of heat shield

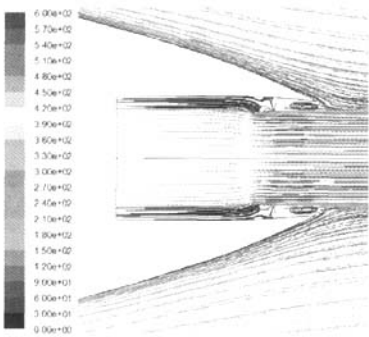


图 8 隔热屏位置最靠前

Fig. 8 A foremost position of heat shield

以下研究隔热屏位置对流场的影响,取 $L/D_p=1.13$ 、 $D_d/D_p=1.15$ 、 $H=17000\text{ m}$ 、 $Ma=0.6$ 、 $N=0.85$ 、 $\sigma=0.80$ 的状态计算,图 8 给出有隔热屏时的流场结构。

通过计算比较隔热屏位置靠前、居中和靠后三种状态,得到在隔热屏位置居中时候更有利于流动的发展和混合,利于主流的抽吸。

4 喷管构型选择

经上文的分析可见地面状态应该是相对次流量最小,应该重点考虑。因为地面状态引射流量仅仅依靠主流的抽吸作用,次流本身能量很低。以下针对 $L/D_p=1.132$ 、 $D_d/D_p=1.2830$ 相同尺寸结构下三种引射喷管构型分别进行计算。

表 3 三种构型地面计算结果
Tab. 3 Three structures calculated on the ground

<i>H0-Ma0</i>	σ	圆筒形 <i>B</i>	收敛形 <i>B</i>	收扩形 <i>B</i>
95% <i>pcnc</i>	0.95	0.07795	0.00452	0.0388
	0.9	0.02171	-0.0187	0.01458
	0.85	-0.0007	-0.06	-0.0033
	0.8	-0.0307	-	-0.011
80% <i>pcnc</i>	0.95	0.02212	-0.0646	0.02808
	0.9	-0.0298	-0.1249	0.01749
	0.85	-0.079	-0.1725	-0.0271

表 3 给出了通过 CFD 计算得到的在地面状态下三种喷管构型的抽吸特性,圆筒形与收扩形结构抽吸性能较好,收敛形引射喷管的抽吸特性较差,下面对圆筒型和收扩形进行详细的计算对比以确定最终构型尺寸。

针对圆筒形喷管 $L/D_p=1.132$ 和 $D_d/D_p=1.208$, $L/D_p=1.186$ 和 $D_d/D_p=1.155$ 两种尺寸进行计算。发现在地面状态下 $L/D_p=1.186$ 和 $D_d/D_p=1.155$ 的流量特性较好。

对收扩型喷管在相同 L/D_p 和 D_d/D_p 下,大的扩张角能得到较大次流流量,但扩张角度太大的地面状态,抽吸特性变差,次流出现回流。

(下转第 41 页)

向位移就是拧紧过程中传递到球形接头上的进给量。在较大应力的作用下,球形接头球头部分也发生了比较大的畸变。由于材料弹性区的作用,畸变有回复到原位的趋势,这种复位趋势的强烈程度表示了密封性能的优劣程度。

第五处:在锥面接嘴密封接触部位有较大压应力分布,在压应力作用下锥面出现下凹现象。实际生产中,装配后分解的导管锥面上都存在周向均匀压痕,就是在压应力的作用下形成的。

4 结论

通过有限元计算分析,得到了管路连接件,包括球形接头、锥面接嘴和外套螺母的受力状况以及应力、应变和位移分布状况。管路连接件的受力来自外套螺母,因此,要保证接头的密封

性,必须对外套螺母的转角即轴向进给量进行严格控制,达到控制管路连接件中各零件变形量的目的。也就是保证球形接头内径收缩量、外套螺母缩径和端面外凸等不超出要求范围。本文最终就是要通过受力分析达到控制管路接头既保证最佳的密封性,又最大限度地保证各管路连接件位移变形量不会超标。

参考文献:

- [1] 曾攀. 有限元分析及应用 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.
- [2] 邓凡平. ANSYS10.0 有限元分析[M]. 北京: 人民邮电出版社, 2007.
- [3] 徐灏, 邱宣怀, 蔡春源, 等. 机械设计手册[M]. 北京: 机械工业出版社, 1995.
- [4] 陈汝训. 碳纤维壳体封头设计的几个问题[J]. 固体火箭技术, 2009, 32(5): 75-79.

(编辑: 王建喜)

(上接第14页)

5 结论

1) 综合已有引射喷管一维流的数值计算方法, 提出了一种可以计算各种主流落压比下引射喷管抽吸特性的方法, 并用 Delphi 语言开发成可视化应用软件, 可快速进行引射系统的设计。

2) 以高空状态为设计点, 得出了不同飞行高度, 不同发动机转速, 不同飞行马赫数, 不同次流恢复系数下的抽吸特性规律。

3) 结合商用 fluent 软件, 对某型无人机引射冷却系统进行了设计, 研究说明应该重点考虑地面状态, 证明本文方法具有一定工程应用价值。

参考文献:

- [1] BERNSTEIN A. Compound-compressible nozzle flow, AIAA 1966-663 [R]. USA: AIAA, 1966.

- [2] WEBER H E. Ejector-nozzle flow and thrust[M]. USA: New York: [s. n.], 1960.
- [3] ANDERSON B H, BERNHARD H. Computer program for calculating the flow field of supersonic ejector nozzles, NASA 1974-7602 [R]. USA: NASA, 1974.
- [4] PEARSON H, MECH M I. Theory of the cylindrical ejector supersonic propelling nozzle, AIAA1968-665 [R]. USA: AIAA, 1968.
- [5] 姜正行. 飞机内流空气动力学 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1989.
- [6] 陈晓龙, 何国强, 刘佩进, 等. 潜入式喷管对燃烧室中压力振荡的影响[J]. 固体火箭技术, 2010, 33 (3): 22-25.
- [7] 王玉峰, 郭斌, 吴宝元. 冲压发动机燃烧室压力脉动对进气道的影响分析[J]. 火箭推进, 2010, 36 (3): 32-36.
- [8] 赵宏, 张海栋, 赵春宇. 超音速环形蒸汽引射器启动特性试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36 (2): 52-56.
- [9] 额日其太, 李喜喜, 王强. 轴对称喷管喉道面积射流控制数值模拟研究[J]. 推进技术, 2010, 31 (3): 108-112.
- [10] 王玉峰, 吴宝元, 王东东. 变比热对超燃冲压发动机尾喷管设计的影响分析[J]. 火箭推进, 2010, 36 (2): 47-51.

(编辑: 马杰)