

文章编号: 1000-8055(2001)04-0381-05

利用 EN S A A P 程序计算喷管超音段壁面 排气引射冷却系统性能与分析

王 强, 额日其太, 王宏波, 张 津

(北京航空航天大学 热动力工程研究所, 北京 100083)

摘要: 在基线发动机性能计算的基础上, 利用引射喷管抽吸特性和二次流进气系统的流量平衡技术, 研究并提出了一种多缝引射喷管方案, 用于降低喷管超音段壁面的温度, 并开发出多缝引射喷管尺寸与分析程序 EN S A A P。利用该计算程序, 可分别计算设计条件下和非设计条件下的冷却空气流量和安装多缝引射喷管后所造成的安装推力损失, 以及安装多缝引射喷管对发动机重量和飞机航程的影响。本研究为发展具有低可探测性的先进发动机排气系统提供了可行的冷却方案和设计基础。

关 键 词: 喷管; 冷却; 排气引射; 红外抑制

中图分类号: V 235. 11⁺ 3

文献标识码: A

1 引 言

在现代战争中, 利用飞机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, 即在满足飞机红外特性需要的同时, 付出尽量少的推进系统性能损失代价。

对发动机热部件的红外辐射来说, 热部件的温度是最重要的。因为热部件的红外辐射强度跟热部件的温度成 5~8 次方的关系, 跟热部件的面积成线性关系。有关研究表明, 在不同的观测角度范围内, 不同部件对排气系统红外辐射的贡献是不一样的。当观测角度比较小($0 \leq \alpha \leq 20^\circ$)时, 主要的红外辐射源是中心锥和涡轮; 当观测角度比较大($20 \leq \alpha \leq 70^\circ$)时, 主要的红外辐射源是喷管超音段壁面。因此, 降低喷管超音段壁面的温度, 对于降低飞机发动机腔内热部件的红外辐射是十分重要的。

本文在参考有关理论和试验研究^[1~4)]的基础

上, 研究并提出了一种多缝引射喷管方案, 用于降低喷管超音段壁面的温度, 并利用引射喷管抽吸特性和二次流进气系统的流量平衡技术, 开发出多缝引射喷管尺寸与分析程序 EN S A A P (Ejector Nozzle Sizing and Analysis Program), 用以确定多缝引射喷管及其进气系统的尺寸, 计算设计条件下和非设计条件下的冷却空气流量和安装多缝引射喷管后所造成的安装推力损失, 为发展具有低可探测性的先进发动机排气系统提供可行的冷却方案和设计基础。多缝引射喷管方案及 EN S A A P 程序设计原理与计算方法详见文献[1, 2]。

2 多缝引射喷管方案

对于多缝引射喷管所用的冷却空气, 有两种进气方案可供选择。一是采用辅助进气道(即猫耳朵)进气, 二是从飞机主进气道进气。但不管采用那种进气方式都要提供相应的进气道特性试验数据。若采用主进气道进气的方式, 将涉及到气流在冷却气路和发动机主流之间分配及有关损失等复杂的问题。若采用辅助进气道方式, 则概念比较清楚, 能够更清楚地说明二次流系统的设计过程。因此本文采用辅助进气道方式进行分析和研究, 具

收稿日期: 2000- 09- 11; 修订日期: 2000- 05- 16

作者简介: 王强(1964-), 男, 北京航空航天大学热动力工程研究所副研究员, 工学博士

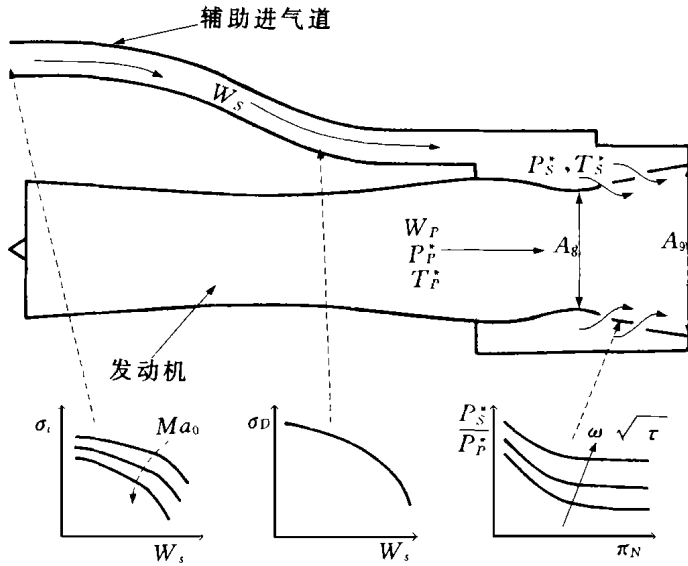


图 1 多缝引射喷管方案及气动特性

体方案见图 1。图 1 中 W_p 为主流的流量, W_s 为二次流流量; P_p^* 及 T_p^* 为主流的总温和总压, P_s^* 及 T_s^* 为二次流的总温和总压; A_8 及 A_9 分别为喷管的喉道面积和出口面积; w_s 是二次流的折合流量比, 其定义为: $w_s = \frac{W_s}{W_p} \times \sqrt{T_s^*/T_p^*}$ 。图 1 下方的 3 个图分别表示了辅助进气道特性, 扩压段特性和引射喷管的抽吸特性, 表示了二次流系统的基本特性。

在这一方案中, 用于冷却喷管和尾喷流的空气直接来自大气, 而不是来自风扇或压气机后的引气, 其温度要比风扇或压气机后的空气总温低得多, 同时二次流的压力也偏低。这也正是本方案的最大特点, 它依赖于引射喷管的抽吸特性, 才能将空气引入喷管主流中。

3 ENSAAP 程序

ENSAAP 程序由设计问题计算和非设计问题计算两大部分组成, 具体分为基线发动机非安装性能计算、基线发动机安装性能计算、多缝引射喷管的推进系统计算、设计问题计算和非设计问题计算 5 个模块。ENSAAP 程序模块构成如图 2 所示。

ENSAAP 程序的计算任务为利用基线发动机非安装性能模型, 确定多缝引射喷管及其进气系统的尺寸, 分别计算基线的推进系统和安装多缝引射喷管后推进系统的性能, 评估安装多缝引射喷管后所造成的安装推力损失, 以及对发动机

重量和飞机航程的影响。基线发动机非安装性能及安装性能计算方法详见文献[5], 本文采用的计

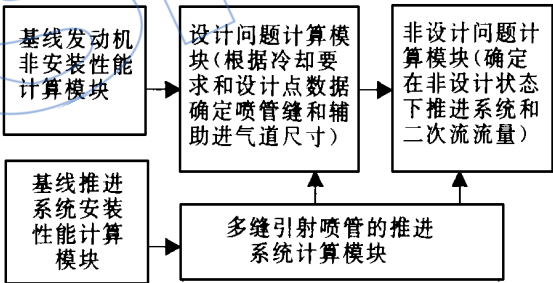


图 2 ENSAAP 程序模块构成

算模型及计算方法都是在基线发动机非安装性能及安装性能计算方法基础上发展而成的。

3.1 设计问题计算部分

多缝引射喷管设计过程是以选定设计点的高度 H , 马赫数 Ma , 发动机工作状态 PS 等参数, 按照冷却要求流量确定引射喷管的有关几何参数 (包括辅助进气道的喉道面积 A_{th} 和缝的宽度 h 和数目 n)。在设计过程中还应该考虑喷管缝在喷管壁上的分布情况, 而喷管缝的分布是根据冷却需要来设计的, 一般要根据实验和红外特性的分析来确定。在本文的研究过程中, 假定喷管上的缝是沿喷管轴向均匀分布的, 且在全周向开缝。在设计计算过程中, ENSAAP 执行了以下任务: (1) 基线发动机数据的输入; (2) 按设计点飞行状态计算大气数据; (3) 根据来流马赫数和二次流流量确定

辅助进气道的总压恢复系数; (4) 根据二次流流量确定二次流通道的扩压段损失; (5) 根据 $\pi_{\text{R}}, A_8/A_9, A_8$ 等数据确定引射喷管的二次流压比 P_8^*/P_P^* ; (6) 根据二次流流量和一系列喷管缝的宽度确定相应的辅助进气道的尺寸; (7) 结合推力计算模块计算的推力损失情况, 按推力损失最小进行优化, 确定引射喷管缝和辅助进气道的尺寸。

3.2 非设计问题计算部分

确定了多缝引射喷管冷却系统在一定的冷却要求和飞行状态下的尺寸后, 下一步就要以上一节设计点的数据为依据, 确定在其它飞行状态下的冷却流量和安装推力损失情况。在这一过程中, 当飞行状态改变时, 利用 EN SAA P 程序对流量进行迭代, 从而得出在非设计状态下的二次流流量比, 并得出安装推力的损失情况。在进行非设计计算时, 其基本过程与 3.1 节所阐述的设计计算过程类似, 二者的主要不同之处在于非设计计算时把二次流流量作为调整对象, 以达到辅助进气道供气压力与引射喷管抽吸压力的平衡。

4 多缝引射喷管实例计算及分析

为了详细研究多缝引射喷管对飞机推进系统性能的影响, 本文利用 EN SAA P 程序, 在基线发动机性能计算的基础上, 进行了装有多缝引射喷管推进系统的设计计算和推进系统性能的评估。

4.1 设计计算

根据对典型飞机飞行任务的分析, 认为飞机亚声速巡航和超声速巡航是两个重要的飞行状态, 也是对飞机红外隐身性能要求较高的状态, 因此, 在设计过程中把这两个状态作为设计状态。具体参数如下:

- 设计状态 1: 飞行马赫数 $Ma = 0.9$
飞行高度 $H = 11\text{ km}$
 $PS = 3$ (军用状态)
- 设计状态 2: 飞行马赫数 $Ma = 1.5$
飞行高度 $H = 11\text{ km}$
 $PS = 3$ (军用状态)

成功的设计要求在以上两种状态下, 在满足冷却要求的前提下, 安装推力损失为最小。根据有关的资料^[1, 2]和喷管冷却效果的要求, 本文确定采用的冷却水平分别为:

- 冷却水平 1: $w_s = 0.02$
- 冷却水平 2: $w_s = 0.04$
- 冷却水平 3: $w_s = 0.06$

在设计计算时, 还应根据喷管壁和尾喷流的冷却需要来确定喷管缝的分布情况。在本例中, 为了利用参考文献[1]的数据, 采用了和有关资料相一致的喷管缝沿轴向均布的方案, 喷管缝的数目为 1~4。

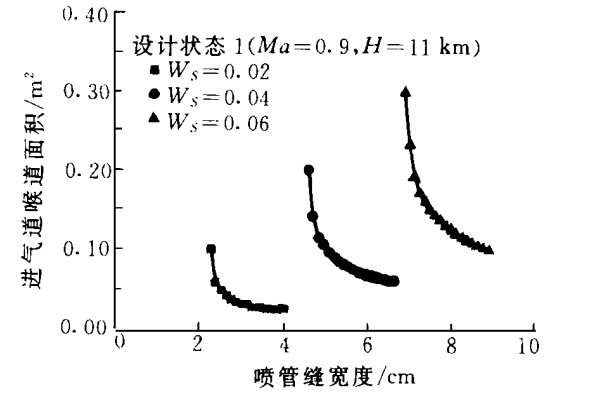


图 3 辅助进气道尺寸—设计状态 1

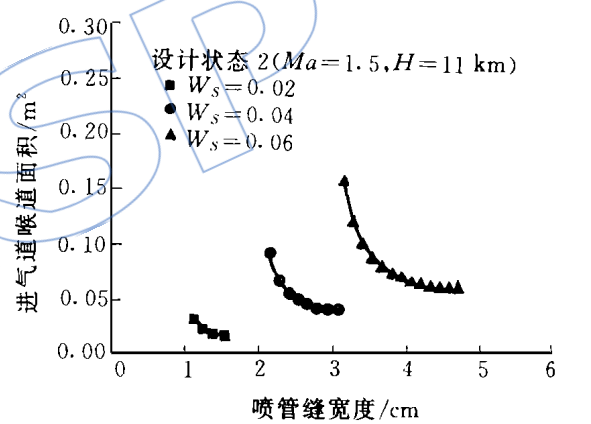


图 4 辅助进气道尺寸—设计状态 2

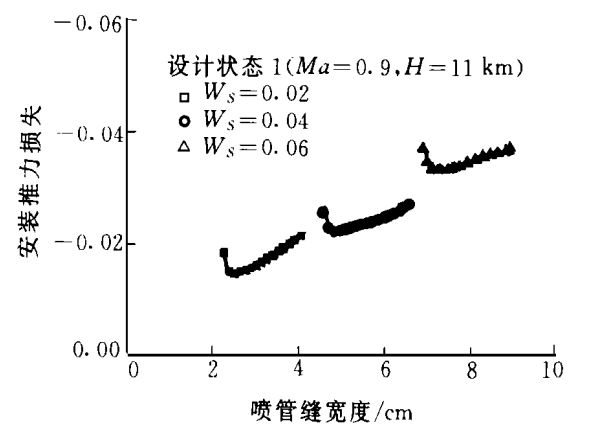


图 5 安装推力损失—设计状态 1

根据所设定的冷却水平, 给定一系列喷管缝宽度。对每一个给定的喷管缝宽度, EN SAA P 通过对进气道喉道面积的迭代来求得该缝宽度下的

表 1 最优的喷管缝和进气道尺寸设计点参数

设计点参数		w_s	喷管缝宽度/cm	进气道面积 A_{th}/m^2	安装推力损失
$Ma=0.9$ $H=11\text{ km}$	冷却水平 1	0.02	2.540	0.04844	- 0.01366
	冷却水平 2	0.04	4.826	0.11624	- 0.02087
	冷却水平 3	0.06	7.239	0.17437	- 0.03246
$Ma=1.5$ $H=11\text{ km}$	冷却水平 1	0.02	1.397	0.02107	- 0.01851
	冷却水平 2	0.04	2.794	0.04215	- 0.02303
	冷却水平 3	0.06	4.064	0.06576	- 0.02553

进气道尺寸, 最终可以得到一系列的进气道喉道尺寸, 有关结果如图 3, 图 4 所示。

与此同时, 对应每一个喷管缝的宽度, 要计算相应的安装推力的损失, 而最好的进气道/喷管缝的组合通过喷管缝宽度与推力损失的关系图(如图 5, 图 6 所示)可以明显地看出, 根据发动机总体性能需要, 应选择推力损失最小的进气道尺寸和喷管缝宽度为设计方案。

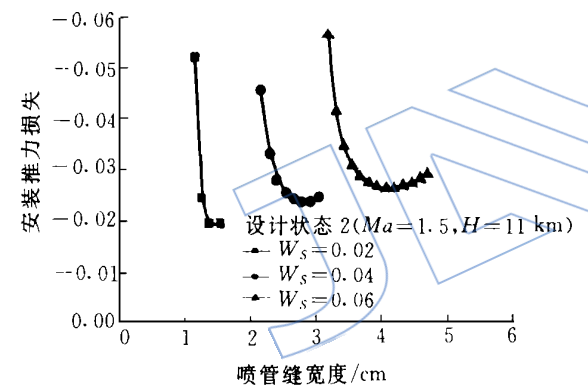


图 6 安装推力损失—设计状态 2

从图 5 和图 6 中可以看出, 在同一冷却水平下, 两个设计状态下的最优解基本都在同一尺寸下。有关计算的结果在表 1 中进行了总结。

4.2 非设计计算

确定了多缝引射喷管冷却系统在一定的冷却要求和飞行状态下的尺寸后, 下一步的工作就是要在优化出的喷管缝宽度和进气道面积的条件下, 计算在非设计状态下推进系统的冷却性能和安装推力损失。在非设计计算中, 以设计点数据为依据, 当飞行状态改变时, 利用 *ENSAAP* 程序对流量进行迭代, 得出在非设计状态下的二次流流量比和安装推力损失。图 7, 图 8 分别表示多缝引射喷管推进系统的二次流流量比和安装推力损失随飞行 *Ma* 数和飞行高度的变化规律。

利用 *ENSAAP* 程序还可以进一步计算出安装多缝引射喷管后, 由于喷管重量的增加, 进气道尺寸的加大, 以及安装推力损失的增大对发动机重量和飞机航程的影响。图 9, 图 10 分别表示安装多缝引射喷管后发动机的重量和飞机亚音速转场航程随喷管缝数目和二次流流量的变化规律。

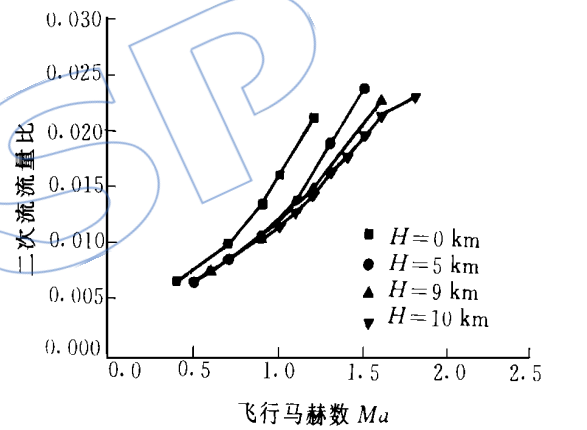


图 7 速度高度特性—二次流流量变化

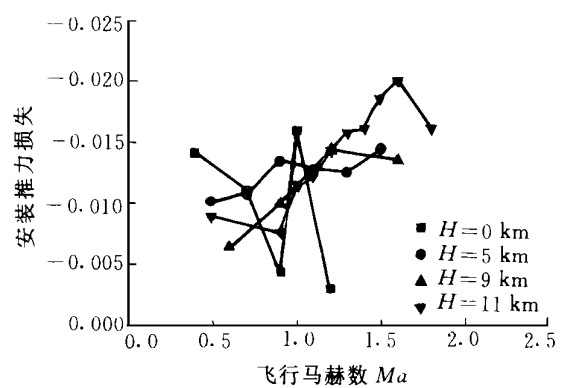


图 8 速度高度特性—安装推力损失

经过比较和分析可以得到一些基本规律: (1) 多缝引射喷管的二次流流量比随着马赫数的增加而增加, 并且随着高度的增加而降低; (2) 安装多缝引射喷管后, 推进系统安装推力损失一般可控

制在 2%; (3) 采用多缝引射喷管方案, 发动机的

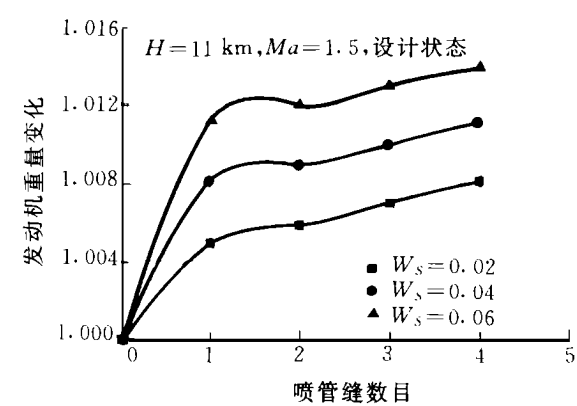


图 9 发动机重量随喷管缝数目及二次流量变化

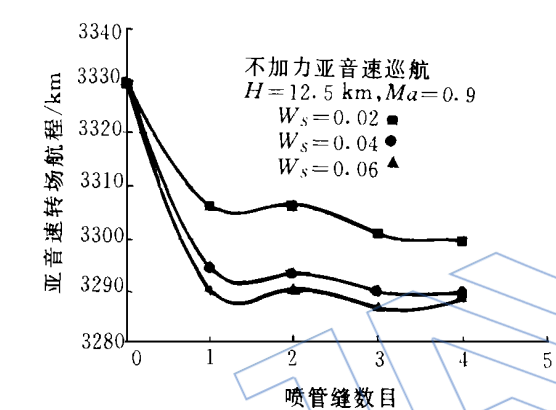


图 10 亚音速转场航程随喷管缝数目及二次流量变化

重量会随之上升, 喷管缝数目越多, 发动机的重量越大; (4) 采用多缝引射喷管方案, 对飞机的亚音速转场航程有一定影响, 喷管缝数目越多, 飞机的亚音速转场航程越短。

5 结 论

本文在基线发动机性能计算的基础上, 利用引射喷管抽吸特性和二次流进气系统的流量平衡技术, 研究并提出了一种多缝引射喷管方案, 用于降低喷管超音段壁面的温度, 并开发出多缝引射喷管尺寸与分析程序 EN SAA P。利用该计算程序, 可分别计算设计条件下和非设计条件下的冷却空气流量和安装多缝引射喷管后所造成的安装推力损失, 以及安装多缝引射喷管对发动机重量和飞机航程的影响。进一步的研究工作将集中在多缝引射喷管方案的气动性能研究和红外性能研究方面, 本项研究为发展具有低可探测性的先进发动机排气系统提供了可行的冷却方案和设计基础。

参考文献

[1] Gustavo G Ordonez, Martin J Georges Ejector Pumping and Cooling Correlations Applicable to Aircraft Exhaust Systems[R]. AIAA 91- 3134

[2] Gustavo G Ordonez, Martin J Georges Aircraft Performance Sensitivities to Ejector Nozzle Concepts[R]. AIAA 91- 3135

[3] Doonan J G, Kuchar A P. Scale Model Test Results of a Multi-Slotted Vectoring 2DCD Ejector Nozzle[R]. AIAA 92- 3264

[4] Mcfarlan J D, M Murry C B, Scaffs W F. Computational Investigation of Two-Dimensional Ejector Nozzle Flow Fields[R]. AIAA 90- 2148

[5] 陈大光, 张津 飞机—发动机性能匹配与优化[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1990

(责任编辑 杨再荣)

Performance Investigation of Multi-Slot Ejector Nozzles for High Speed Exhaust System

WANG Q iang, ER IQ i-tai, WANG Hong-bo, ZHANG J ing

Institute of Thermo-Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

Abstract: A computer program, so-called the Ejector Nozzle Sizing and Analysis Program (EN SAA P), has been developed for ejector nozzle sizing and analysis. It was applied to the required ejector slot heights by using models of the slot pumping, secondary air induction system, engine cycle and slot cooling effectiveness. For an example, an engine cycle and aircraft mission has been used to demonstrate the inlet/ejector sizing process, as well as the performance sensitivities to an ejector installation. This program provides an approach to the optimization of advanced aircraft performance with reduced IR signature.

Key words: jet nozzle; cooling; exhaust ejecting; infrared suppression