

二元矢量喷管内外流场数值计算与隐身性分析

Numerical Simulation of Two-Dimensional Nozzle and Analysis of Its Stealth Technology

邓洪伟 金文栋 叶留增 邵万仁 贾东兵 / 沈阳发动机设计研究所

摘要: 针对二元矢量喷管进行了相似性的全三维建模, 对二元矢量喷管的流场和温度场进行了数值模拟, 并对二元喷管隐身技术进行了分析。

关键词: 航空发动机; 二元喷管; 红外; 隐身设计; 数值模拟

Keywords: aeroengine; 2D nozzle; infrared; stealth design; numerical simulation

0 引言

随着隐身技术的不断发展, 发动机红外隐身和雷达隐身技术越来越受到重视, 而实现发动机红外及雷达隐身技术中的一项重要措施是采用二元喷管。二元喷管便于实现隐身技术的原因主要有以下几点: 便于冷却设计, 有利于降低发动机喷管的红外辐射; 遮挡性好, 便于对发动机内高温部件的遮挡, 减少红外辐射; 便于雷达隐身修形设计, 雷达反射回波少^[1]。由于二元喷管在实现隐身性上的优势, 轰炸机、战斗机、无人机广泛采用了二元喷管。本文主要对战斗

机的发动机上采用的小宽高比二元矢量喷管进行研究, 如F-22A战斗机上采用的二元矢量喷管(图1)。通过流场数值计算研究二元喷管的内外流场及固体壁面温度场的分布, 同时, 从红外和雷达隐身的设计原理的角度上对该喷管的红外和雷达隐身设计技术进行分析。

1 数值模拟

1.1 模型建立

以发动机二元矢量喷管为模拟对象, 将二元矢量喷管的喷口隐身修形设计进行全三维的建模, 喷管的设计宽高比在2~3之间, 具体如图2所示。

1.2 网格划分

整个计算采用了219万个体网格和595万个面网格。壁面网格都采用了结构型网格, 如图3所示。喷管壁面进行了加密处理。模型中90%以上网格采用结构型的六面体网格, 部分区域采用了非结构型四面体网格。

1.3 边界条件及湍流模型

根据设计的二元喷管模型, 计算了

地面台架状态下的二元喷管流场特性, 整个计算边界长度为16m、宽度6m、高度为6m, 二元喷管前端安装了加力筒体, 设计了内外涵道气流的进口。加力筒体内、外涵进口设置为压力进口, 喷管出口设置为内部面, 计算边界设置为压力远场, 计算边界后端设置为压力出口。采用了基于密度的稳态隐式算法及二阶的k-ε湍流模型进行计算。整个计算需要的计算机内存约为2G以上。

2 计算结果分析

2.1 固体壁面温度分析

二元喷管扩张段壁面温度分布十



图1 二元矢量喷管

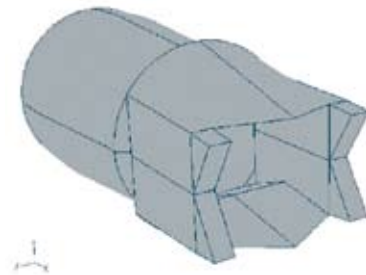


图2 二元矢量喷管的三维建模

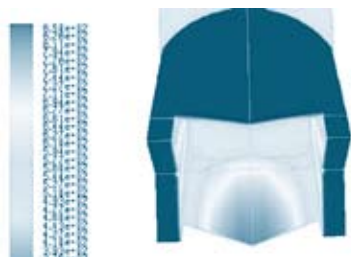


图3 喷管上下壁温度分布

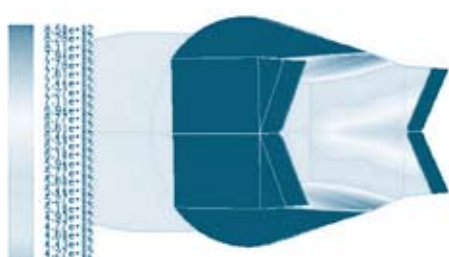


图4 喷管侧壁温度分布

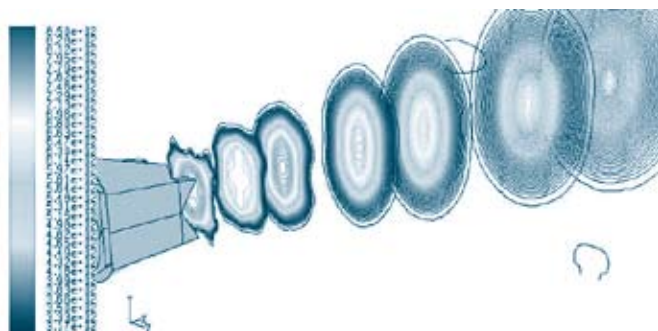


图5 喷口修形的二元喷管喷流温度截面分布

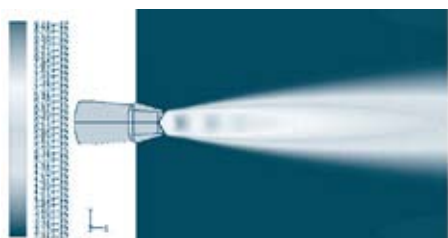


图6 二元喷管对称截面喷流温度场分布

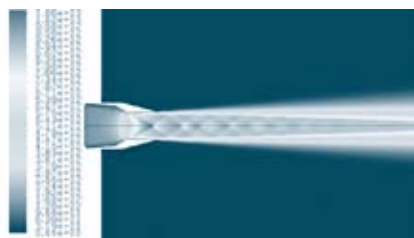


图7 轴对称喷管对称截面温度分布

分不均匀,主要体现在喷管壁面中间处温度相对较高,两侧处温度较低。喷管上下壁面温度变化较大,在500~805K之间,如图3所示。左右壁面温度变化相对较小,在493~744K之间,如图4所示。上下壁面高于670K的温度面积在总面积的一半左右。左右壁面高于670K的温度面积在总面积的1/3左右。可见,二元喷管在宽边(上下壁面)的受热情况要比窄边(左右)的受热情况更加恶劣,因此,未来在二元喷管的冷却设计上,要明显地偏重于喷管上下壁面的冷却设计。

从红外隐身的角度分析,宽边的高温区域主要影响红外探测器在垂直方向上的探测,窄边的高温区域主要影响红外探测器在水平方向上的探测。因此,在喷管的冷却设计上应根据要求进

行有效的冷却设计。

2.2 喷流场分析

二元喷管与轴对称喷管相比,喷流分布有一定的差异,主要体现在以下几方面。

1) 出口截面温度分布情况

二元喷管出口截面温度分布情况与轴对称喷管不同,轴对称喷管出口截面主要为圆形温度分布,而二元喷管出口截面温度分布与出口宽高比和喷管出口修形有关。以本文研究的喷口修形设计的二元喷管为例,喷管出口截面呈现出由矩形→六角形→椭圆形→圆形的过渡,具体如图5所示。造成喷管出口修形的二元喷管出口截面温度分布差异的主要原因是二元喷管高温喷流在喷管收敛段进行了圆转方的设计,气

流在喷管内形成了流向涡,在流向涡的卷吸作用下,喷流与外界气流不断地掺混,又由于喷管出口的修形设计,因此,形成了由矩形向六角形的过渡,随后在喷流与外界气流的进一步掺混下,形成了由六角形向椭圆形的过渡,直至过渡到圆形,达到稳定。

2) 喷流中马赫盘分布情况分析

在轴对称喷管中,由于喷管的高度对称性,在喷流中会形成很强的马赫盘,而在喷口修形的二元喷管中,由于喷管出口边缘不具有对称性,因此,喷流中形成的马赫盘不明显,如图6和图7所示。

从图6和图7中可以看出,轴对称喷管中由于马赫盘的存在,会造成局部的高温区域,不利于降低尾喷流的红外辐射,因此,喷口修形的二元喷管可以降低喷流的红外辐射。

3) 高温核心流区域长度分析

由于二元喷管具有很强的流向涡,而且二元喷管喷流与大气掺混较为剧烈,因此,对于同一等温线来说,二元喷管核心流区域长度较轴对称喷管的核心流长度短,不同宽高比的二元喷管和喷口修形设计的二元喷管的核心流长度都略有不同。以本文研究内容为例,在相同参数条件下对比了核心流中600K、700K、750K等温线下的核心流区域长度,如图8所示。可以看出,在600K等温线内轴对称喷管核心流长度与二元喷管核心流长度差异不大;与600K等温线相比较,在700K等温线内核心流区域发生了变化,轴对称喷管核心流长度缩短比例较二元喷管小,二元喷管核心流缩短了接近40%,而轴对称喷管核心流长度缩短了近20%;在750K等温线内,二元喷管核心流缩短了近60%,而轴对称喷管核心流长度缩短了30%左右。

从高温核心流区域长度的分析可以看出,二元喷管比轴对称喷管更能有

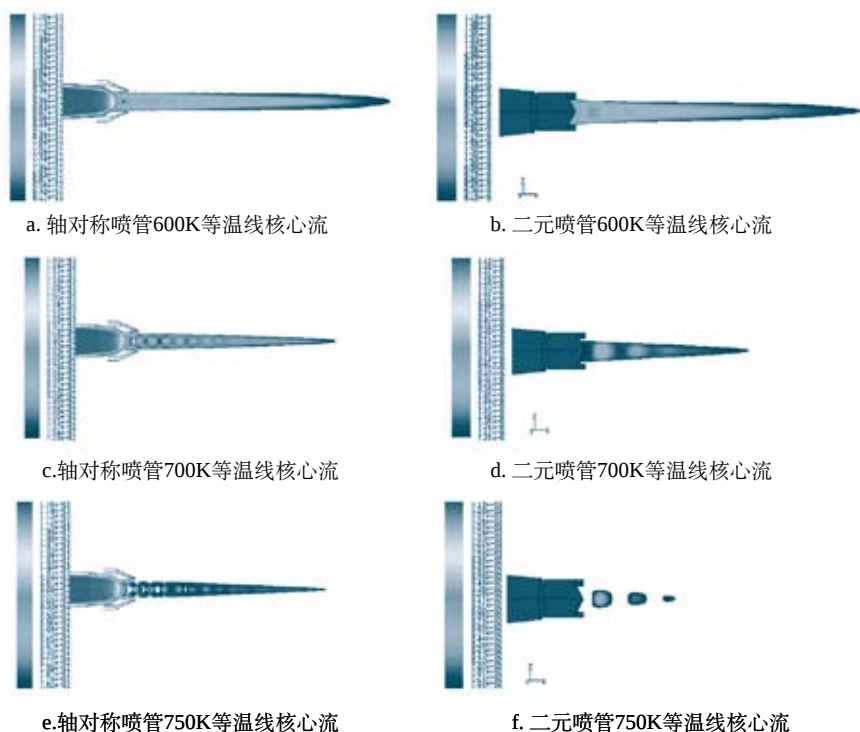


图8 轴对称喷管与二元喷管在不同等温线的核心流长度

效地降低高温核心流的区域,因此,在降低高温喷流红外辐射强度上,二元喷管比轴对称喷管更有优势。

3 隐身设计技术分析

3.1 红外辐射原理

发动机的红外辐射由 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 和 $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 两部分的红外辐射组成, $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 的辐射主要来自于发动机高温部件及尾喷流的辐射, $8 \sim 14 \mu\text{m}$ 的辐射所占比例较少。其中 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 的辐射是红外制导导弹的主要跟踪目标波段,因此,如何降低发动机高温部件及尾喷流的辐射强度成为发动机红外隐身设计的首要目标。发动机的高温部件具有连续的光谱辐射,而尾喷流的光谱辐射具有选择性,即在燃气辐射的某一波段具有一定的辐射量,在其他波段具有很少或不具有辐射。

固体的辐射主要遵守普朗克定律^[2],如式(1)所示。

$$M_\lambda = \frac{\partial M}{\partial \lambda} = \frac{2\pi \cdot hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{hc/\lambda T} - 1} \quad (1)$$

式(1)中, λ 是波长, T 是绝对温度, c 是光速, h 是普朗克常数。辐射出射度是描述扩展源辐射特性的量,是辐射源单位表面向半球空间内发射的功率。辐射出射度经过一定公式的转化便可得到光谱辐射强度。实际工程中多数固体可以看成是灰体,其辐射规律同样遵守普朗克定律,只是材料的发射率要比黑体小些,黑体的发射率为1。

气体辐射主要遵守气体热辐射传输方程,如式(2)所示。

$$I_\lambda = I_\lambda(0) \exp(-\tau_{\lambda n}) + \sum_{i=1}^n S_{\lambda i}(\tau_{\lambda i}^*) \exp[-(\tau_{\lambda n} - \tau_{\lambda i}^*)] d\tau_{\lambda i}^* \quad (2)$$

3.2 雷达散射截面定义及影响因素

雷达散射截面(RCS)的定义为:

$$\sigma = 4\pi R^2 \frac{S_s}{S_i} \quad (3)$$

式(3)中, R 为目标到雷达天线的距

离; S_i 为目标所在位置上天线辐射(也就是入射到目标的)功率密度,即空间单位面积上通过的辐射功率; S_s 为天线所在位置上,目标散射的功率密度,即空间单位面积上通过的散射功率^[3]。

σ 的单位为 m^2 。为了便于运算及用曲线表达 σ 的变化,在更多的情况下, σ 的单位取作 dBm^2 ,称为分贝平方米。用分贝平方米表示的雷达散射截面与用平方米表示的雷达散射截面之间存在下列换算关系:

$$\sigma(\text{dBm}^2) = 10 \lg \sigma(\text{m}^2) \quad (4)$$

$$\sigma(\text{m}^2) = 10^{\frac{\sigma(\text{dBm}^2)}{10}} \quad (5)$$

3.3 隐身设计分析

根据红外辐射原理与降低发动机RCS的原理,二元喷管隐身设计应采取以下几种技术措施。

1) 喷管冷却设计

喷管冷却设计能够有效降低喷管表面的温度,而温度是造成喷管红外辐射强度增加的主要原因,根据前面的计算来看,在二元喷管的上下壁面、左右壁面的中间区域需要加强冷却设计,合理分配冷却气流量。

2) 采用隐身涂层

隐身涂层可以分为雷达吸波涂层和低发射率的红外隐身涂层等,喷管部件应根据总体隐身性要求合理布置隐身涂层。一般来讲,发动机喷管内高温区域应采用低发射率的红外隐身涂层,喷管外壁面的低温区域应采用具有雷达吸波能力的雷达吸波涂层。

3) 喷管出口修形设计

二元喷管大多数都采用喷管出口修形设计。从红外隐身的角度,二元喷管出口修形设计能够增加喷流与外界大气的掺混边界^[4],从而降低喷流的温度,缩短核心流的长度,同时,喷管出口修形设计能够对喷流中马赫盘的形

基于随机搜索法的机匣安装边螺栓连接优化设计

The Optimal Design of Bolted Joint of Aeroengine Casing Based on Random Search Method

陈勇 柏树生 艾延廷 赵丹 / 沈阳航空航天大学航空航天工程学部

摘要: 引入一种简便的约束优化方法——随机搜索法, 通过建立机匣安装边螺栓连接的优化模型, 基于Matlab平台进行了实例计算和分析, 结果表明该方法应用于机匣安装边的螺栓连接优化是可行的。

关键词: 航空发动机; 螺栓连接; 机匣安装边; 优化设计; 随机搜索法

Keywords: aeroengine; bolted joint; side casing installation; optimization design; random search method

0 引言

螺栓连接具有连接刚度好、重量轻、结构简单和拆装方便等优点, 因此广泛应用于航空发动机的结构连接中。螺栓连接是工程结构中普遍采用的一种连

接方式, 作为连接件, 其强度和可靠性直接影响影响到包括连接件在内的整个结构的安全, 同时其重量又关系到整个结构的减重效果。因此, 兼顾强度和重量是航空发动机螺栓连接结构优化设计的重点。

螺栓连接结构设计优化的目的是从安全、可靠、经济的角度达到连接结构重量最轻、螺栓数量最少, 从而能改善装配性。由于本文采用的计算用模型的结构较为简单, 因此选用随机方向探索法

成起到干扰作用, 二元喷管中喷流不易形成马赫盘, 从而也起到降低喷流红外辐射的作用。从雷达隐身设计的角度, 二元喷管出口修形设计能够将雷达波反射到不易被雷达探测的角度上, 从而降低后向喷管的雷达RCS, 同时二元喷管修形配合飞机进行合理设计可以将雷达反射集中控制在特定的方向内。

4) 宽高比的选取

宽高比对发动机红外辐射和雷达反射回波都有较大影响, 但同时宽高比的选取往往又受到飞机外形轮廓和推力损失的限制, 因此在发动机隐身的设计中, 实际宽高比对发动机红外辐射和雷达的影响性要降低的多。一般来讲, 宽高比在6以上不适合在战斗机的发动机上采用。

4 结论

本文针对二元矢量喷管进行了相似性的全三维建模, 并利用有限体积法对二元矢量喷管在非偏转下的内外混合流场进行了数值模拟计算, 分析了二元喷管的壁面温度分布和喷流分布情况。同时针对喷口修形的二元喷管隐身设计技术进行了初步分析。

研究结果表明, 二元喷管能够促进喷流与外界大气的强化混合, 对缩短高温核心区、加快尾喷流沿流向的温度衰减有明显效果, 在750K等温线内, 二元喷管比轴对称喷管核心流长度缩短比例达到30%左右, 可见对抑制尾喷流的红外辐射有一定好处。二元喷管内壁面温度分布具有不同于轴对称喷管的特点, 温度分布不均匀, 尤其在壁面的中间区域需要进行合理的冷却设计。 AST

参考文献

- [1] 张考, 马东立. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.
- [2] Siegel R, Howell J R. Thermal radiation heat transfer [M]. 4th edition. New York: Taylor & Francis, 2002.
- [3] 邓洪伟, 邵万仁, 尚守堂. 飞机/发动机一体化隐身技术初探[J]. 隐身技术, 2011(1).
- [4] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.

作者简介

邓洪伟, 工程师, 主要从事发动机红外及雷达隐身设计技术研究。