

南京航空航天大学
论文集

(一九九九年)

第 22 册

(无人机所)

南京航空航天大学科技部编

二〇〇〇年三月

无人机所



目 录

无人机所(12 篇)

结构动力学设计的模糊折衷方法	宋海平等 H
轴对称矢量喷管对 WP-6 发动机节流特性的影响	彭昌普等
矢量二元收扩喷管热射流复杂流场特征研究	郑礼宝等
目标特征控制红外辐射相似性研究	郑礼宝
混合编程与 Fortran 计算程序可视化	张志华等
用计算复变函数法处理含有多个椭圆孔有限	
大小复合材料板的应力场	王林江等 H
无人机回收气囊缓冲特性研究	戈嗣诚等 H
无人机双发固体火箭助推器同步性研究	裴锦华 J
大型无人机双发火箭助推发射技术的研究	裴锦华等 H
固体火箭助推器内弹道同步性仿真计算	裴锦华 J
小型螺旋桨飞机动力装置特性试验研究	杨致明等 H
A Method for Predicting Buckling Loads of	
Composite Laminated Strips With a Surface Notch	胡自力 H



结构动力学设计的模糊折衷方法

宋海平 周传荣

(南京航空航天大学, 南京 210016)

摘 要 用幂函数代替传统的线性函数形成各目标隶属函数, 并将各目标幂函数型隶属函数的系数由其计算值与其期望值间的相对误差来确定, 相当于在各目标隶属函数中自动注入动态权重系数, 从而构造出多目标结构动力学设计模糊折衷优化目标函数, 由单目标优化方法对此函数进行求解. 经对一悬臂支架弹性模型动力学设计的算例分析, 显示出本文方法的有效性和实用性.

关键词 关键词 模糊折衷; 动力学设计; 隶属函数

通常设计参数与结构动力学设计的目标之间存在十分复杂的非线性关系, 要使多个设计目标都满足要求是十分困难的, 只能采用折衷方法获得总体满意解. 通常, 多目标优化都是经合理等效成为单目标优化问题, 再用常规的非线优化算法得到局部最优解, 其中某些参数是人为确定的, 如加权系数等. 本文引入模糊理论方法, 将结构动力学设计目标视为具有模糊性, 形成了结构动力学设计的模糊折衷方法, 建立起寻求多目标折衷解的一种有效途径, 其解应是合理的满意解. 本文是在文[1, 2, 5, 6]的基础上, 考虑为消除多目标模糊优化的解与各目标期望值之间的相对误差差别较大的缺陷, 提出由动力学设计过程中各目标计算值与其期望值间相对误差作为形成目标模糊隶属函数的主要控制参数, 这一控制参数是用幂函数型隶属函数中的系数来体现的, 因而在目标隶属函数中包含了各目标与其期望值之间相对误差的信息. 由此形成的结构动力学设计模糊折衷方法能得到更合理的设计结果.

1 结构动力学设计方法

结构动力学设计是一综合设计过程, 通常要满足前几阶固有频率和振型的要求, 而且还要对设计变量施加区间约束. 结构动力学设计可表示为多目标优化设计问题, 其数学模型如下:

$$\begin{cases} \text{find } X \in R'' \\ \min_{s.t.} f(x) = [f_1(x), f_2(x), \dots, f_k(x)]^T \\ x_j^l \leq x_j \leq x_j^u (j = 1, 2, \dots, n) \end{cases} \quad (1)$$

其中 $f_i(x) = |\omega_i(X) - \omega_i^*| \quad i = 1, 2, \dots, p$

$f_i(X) = |\varphi_{i-p}(X) - \phi_{i-p}^*| \quad i = p+1, \dots, k$

ω_i^* , φ_i^* 分别为第 i 阶振动频率和振型的期望值; X 为设计变量列向量.

结构动力学设计通常是以结构的几何尺寸、性能参数作为设计变量, 它们与振动频率和振型的关系是显隐式非线性关系, 只能由结构广义特征值方程求出

$$K(X)\varphi_i = \omega_i^2 M(X)\varphi_i \quad (2)$$

2 结构动力学设计的模糊折衷方法

建立模糊折衷方法的关键是引入模糊概念于结构动力学设计的目标中,即构造出各目标的模糊隶属函数.首先,对结构动力学设计的各目标分别进行单目标优化,得到各目标的最优解 $f_i^{\min}$ 及相应的解向量 X_i ,得到一组解集 $\bar{X}[X_1, X_2, \dots, X_k]$,然后分别求得各目标在解集 $\bar{X}$ 内的最大值 $f_i^{\max}$.

利用各目标在 $\bar{X}$ 解集中的最大、最小值,可构造出用幂函数表示的各目标函数的模糊隶属函数^[3]

$$\mu_{f_i}(X) = \begin{cases} 1 & f_i(X) \leq f_i^{\min} \\ \frac{e^{-t_i \delta_i} - e^{-t_i}}{1 - e^{-t_i}} & f_i^{\min} \leq f_i(X) \leq f_i^{\max} \\ 0 & f_i(X) > f_i^{\max} \end{cases} \quad (3)$$

其中, $\delta_i = \frac{f_i(X) - f_i^{\min}}{f_i^{\max} - f_i^{\min}}$; 当 $t_i > 0$ 时, $\mu_{f_i}(X)$ 为凸函数; 当 $t_i < 0$ 时, $\mu_{f_i}(X)$ 为凹函数.

本文采用幂函数型隶属函数的原因是充分利用其可以是凸和凹函数的特点(见图1),在各目标隶属函数中可以确定不同的 t_i 值,使它们的隶属函数出现差别,这有助于形成更合理的模糊折衷判断.以下由各目标函数的最大、最小值和与期望值的相对误差,确定各目标幂函数型隶属函数中的系数 t_i .以结构振动频率动力学设计为例,其步骤为

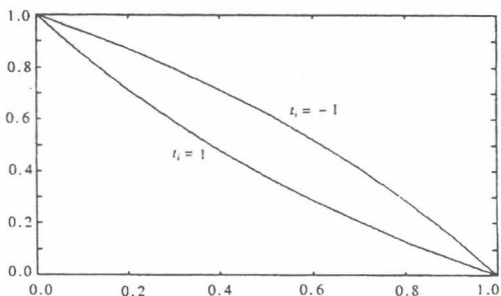


图1 幂函数型隶属函数

- ① 计算 $\omega_i(X)$ 对 ω_i^* 的相对误差

$$\epsilon_i = \frac{|\omega_i(X) - \omega_i^*|}{\omega_i^*} \quad (4)$$

- ② 求各目标相对误差的平均值

$$\bar{\epsilon} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^k \epsilon_i \quad (5)$$

- ③ 确定各目标幂函数型隶属函数系数 t_i 值

$$\begin{cases} t_i = (\epsilon_i - \bar{\epsilon}) - 1 & \epsilon_i < \bar{\epsilon} \\ t_i = (\epsilon_i - \bar{\epsilon}) + 1 & \epsilon_i > \bar{\epsilon} \end{cases} \quad (6)$$

- ④ 当 $\epsilon_i = \bar{\epsilon}$ 时,目标模糊隶属函数采用线性型隶属函数

$$\mu_{f_i}(X) = \begin{cases} 1 & f_i(X) \leq f_i^{\min} \\ \frac{f_i^{\max} - f_i(X)}{f_i^{\max} - f_i^{\min}} & f_i^{\min} \leq f_i(X) \leq f_i^{\max} \\ 0 & f_i(X) > f_i^{\max} \end{cases} \quad (7)$$

以上所形成的目标模糊隶属函数,考虑了各目标与其期望值的相对误差所存在的差异,当目标的 ϵ_i 越大,则 t_i 正得越大,使其隶属函数 $\mu_{f_i}(X)$ 越凹,其值变小从而使目标隶属函数与其相对误差相协调,相当于增加了相对误差大的目标函数的权重,这种以隶属函数中不同系数来体现目标的模糊权重概念是本文模糊折衷方法的主要特点.

在结构动力学设计中,仍考虑了约束设计变量的模糊性.式(1)的约束条件为设计变量的上、下限选择区间,其上、下限处均给出约束的容差.本文对约束条件采用线性隶属函数,可表示为

$$\mu_{x_j} = \begin{cases} 1 & x_j^l < x_j < x_j^u \\ 1 - \frac{(x_j - x_j^u)}{d_j^u} & x_j^u \leq x_j \leq x_j^u + d_j^u \\ 1 + \frac{(x_j - x_j^l)}{d_j^l} & x_j^l - d_j^l \leq x_j \leq x_j^l \\ 0 & x_j > x_j^u + d_j^u \quad \text{or} \quad x_j < x_j^l - d_j^l \end{cases} \quad (8)$$

由此,结构动力学设计的模糊折衷方法可归结为无约束单目标优化问题

$$\max F(x) = \left\{ \bigcap_{i=1}^k \mu_{f_i}(X) \right\} \cap \left\{ \bigcap_{j=1}^n \mu_{x_j} \right\} \quad (9)$$

式(9)所表达的含义是:在所有目标函数和设计变量约束的隶属函数中,使选出的最差分量的隶属满意程度达到最大,这样,上式求得的模糊最优解 X^* 可确保目标模糊集、设计变量约束模糊集中所有分量的隶属度都能达到工程满意程度,由此进行结构动力学设计应能得到全局折衷的最优解.

3 算例验证

以上海 8 万人体育场顶棚第 17 悬臂支架的 1:150 弹性模型的动力学设计作为算例(见图 2).设计要求是支架模型前三阶振动频率应与原型的相应频率符合动力相似准则,即频率相似比为 75:1.原型结构是由 16 种不同截面积的钢管组成,其前三阶频率为:5.457, 15.288 和 29.667 (Hz);所设计模型应满足前三阶振动频率为:409.27, 1146.60, 2225.03(Hz);对该结构模型进行动力学设计选用 9 个设计变量;设计变量的选择区间为[10, 100];上、下限可变通范围为 1 和 5 mm².按式(9)进行优化设计,结果(见表 1)显示本文方法与用线性隶属函数方法相比能得到更好的结果.

表 1 悬臂支架结构模型动力学设计结果

特 性	各单目标优化分析结果			线性隶属函数		本文方法	
	$\min f_1(X_1^*)$	$\min f_2(X_2^*)$	$\min f_3(X_3^*)$	频率值	误差 % [¥]	频率值	误差 %
第一阶频率 /Hz	409.27	336.00	327.81	397.00	3.00	401.25	1.96
第二阶频率 /Hz	2157.05	1146.60	1173.31	1196.33	4.34	1173.24	2.32
第三阶频率 /Hz	2650.14	2277.87	2225.03	2297.18	3.24	2266.89	1.88
$x_1(21, 22, 23)^{\#}$	11.57	10.29	10.25	20.00		23.47	
$x_2(24, 25, 26)$	24.00	10.12	16.16	26.86		37.01	
$x_3(5, 6, 7)$	11.79	84.38	79.64	89.35		93.36	
$x_4(1, 2, 3, 4)$	24.02	10.23	10.09	10.00		10.00	
$x_5(8, 9)$	23.21	83.93	84.78	88.49		97.13	
$x_6(10, 11, 12, 13)$	24.88	82.25	87.60	95.85		100.00	
$x_7(14, 15)$	20.87	84.05	83.00	90.44		87.85	
$x_8(16, 17)$	20.08	84.65	82.62	92.11		97.90	
$x_9(18, 19, 20)$	19.61	10.11	10.04	10.00		10.00	

括号内的数字表示单元号; ¥ 为与目标值的相对误差.

4 结 论

本文提出的结构动力学设计模糊折衷方法,是用幂函数型隶属函数代替常用的线性隶属函数来表示结构动力学设计目标的模糊性,并且在各目标幂函数

型隶属函数中,系数的确定考虑了设计目标值与其期望值的相对误差,使各目标都尽量趋于期望值,从而达到将多目标更好地折衷成为单目标优化问题.算例显示本文方法是很有有效的.

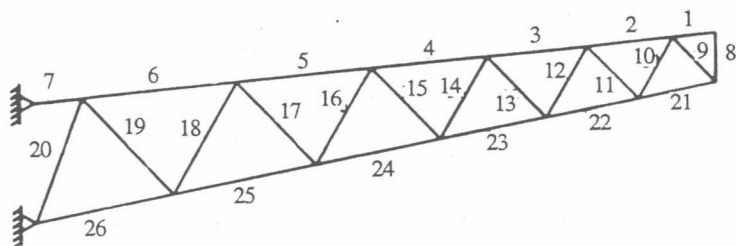


图2 第17悬臂支架结构图

参 考 文 献

- 1 Rao S S. Optimal design of structures in a fuzzy environment. AIAA J, 1987, 25: 1633 ~ 1636
- 2 Rao S S. Multi - objective optimization of fuzzy structural systems. Int J for Num Meth in Engin, 1987, 24: 1157 ~ 1171
- 3 Dhingra A K, Rao S S. Nonlinear membership function in multiobjective fuzzy optimization of mechanical and structural systems. AIAA J, 1992, 30: 251 ~ 260
- 4 Yi Cheng Yeh, Deh Shiu hsu. Structural optimization with fuzzy parameters. Comp & Struct, 1990, 37: 917 ~ 924
- 5 王光远,王文泉. 结构模糊优化设计. 计算结构力学及应用, 1984(1): 67 ~ 73
- 6 宋海平,周传荣. 考虑模糊因素的结构多目标优化设计. 南京航空航天大学学报, 1998, 30(3): 241 ~ 247

Fuzzy Compromise Method on Structural Dynamic Design

Song Haiping Zhou Chuanrong

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Abstract: The membership functions of objectives are formed with the exponential function instead of linear function and the parameter in exponential function is determined on the basis of the relative error between objective's computation and expectation. It is similar to add a dynamic weighting factor in membership function of objective. Therefore, the fuzzy compromise function of structural dynamic design could be constructed and be solved with single - objective optimal algorithm. A cantilever truss structure is used as an example to demonstrate that the method derived in this paper is feasible and effective.

Key words: Fuzzy compromise; Dynamic design; Membership

轴对称矢量喷管对 WP-6 发动机节流特性的影响

彭昌普 王金南 郑礼宝

(南京航空航天大学, 南京 210016)

摘 要 用涡喷-6 型发动机,在地面试车台架上进行了收敛圆锥直喷管和收敛圆锥矢量喷管的发动机性能对比试验,研究了矢量喷管气动特性及其对发动机节流特性的影响。结果表明,与基准喷管相比,在高转速区域,矢量喷管对发动机推力的影响不明显。但矢量喷管总压恢复系数降低,提高了发动机热负荷和耗油率,在发动机最大状态,矢量喷管总压恢复系数降低 0.59%,发动机温度上升 12℃,耗油率增大 0.53%。

关键词 航空发动机, 排气喷管, 节流特性

1 引言

随着航空技术的发展,现代空战对战斗机的机动性能要求也越来越高。为有效地控制飞行器的气动力和气动力矩,实现飞行器大机动飞行,依靠喷气发动机产生空间矢量推力的概念受到特别重视,矢量推力概念的应用成为第四代战斗机设计的一个重要标志。一些发达国家正在加紧研究重量轻、效率高的矢量推进系统^[1],美国、俄罗斯等国家在先进战术战斗机(ATF)设计中已经使用了推力矢量喷管^[2],我国航空部门在这方面的技术储备较少,目前正在开展研究。因此,加紧开展推力矢量技术研究具有重要的现实意义。

分析矢量推进系统可知,要产生空间矢量推力,就必须改变尾喷管的喷射方向。涡轮后面的高温、高压燃气在喷管内加速流动,在气动上,由于在加速过程中流线改变方向,首先要造成较大的气动损失,其次由于燃气粘性阻力增大,在流线法向内侧壁面附面层内部地方有可能发生气流分离,造成喷管烧蚀的过热问题^[3];在结构上,由于控制系统单元的增加,除了结构重量增加外,矢量推进系统设计还面临着在高温、高压环境下,密封构件的高可靠性工作问题。因此,发展矢量推进技术是一个复杂的系统工程。针对在矢量喷管内加速流动的燃气由于偏转方向造成喷管气动损失、进而影响发动机各部件的共同工作和发动机基本性能的问题,本文用 WP-6 型涡喷发动机,在喷气发动机地面试车台架^[4]上进行了轴对称全尺寸矢量喷管对发动机节流特性的影响试验。试验表明,对于相同喷口面积的排气喷管,在发动机较高转速区域($n \geq 10650 \text{r/min}$),与基准喷管相比,矢量喷管对发动机推力影响不明显。但由于矢量喷管总压恢复系数降低,提高了发动机热负荷和耗油率,降低了发动机的使用性能。

2 试验装置

喷气发动机的试车台架如图 1 所示,其结构为壁柱支撑、跨梁悬挂型,它主要由动架、静架和升降平台等部分给成。试车台配有进排气系统,供油系统,液压系统,测控系统,起动系统和噪声抑制系统。台架设计最大推力 10,000kg,试车台设有推力静态标定系统,推力测量只能测量水平方向推力。涡喷六型(WP-6)发动机通过主、副吊挂安装在动架上,

发动机推力可由定架上的推力传感器测出。试验用的发动机是将 WP-6 原型发动机拆去加力燃烧室和截短了排气筒体, 全尺寸试验喷管通过快御环与涡轮机匣法兰边相连接。

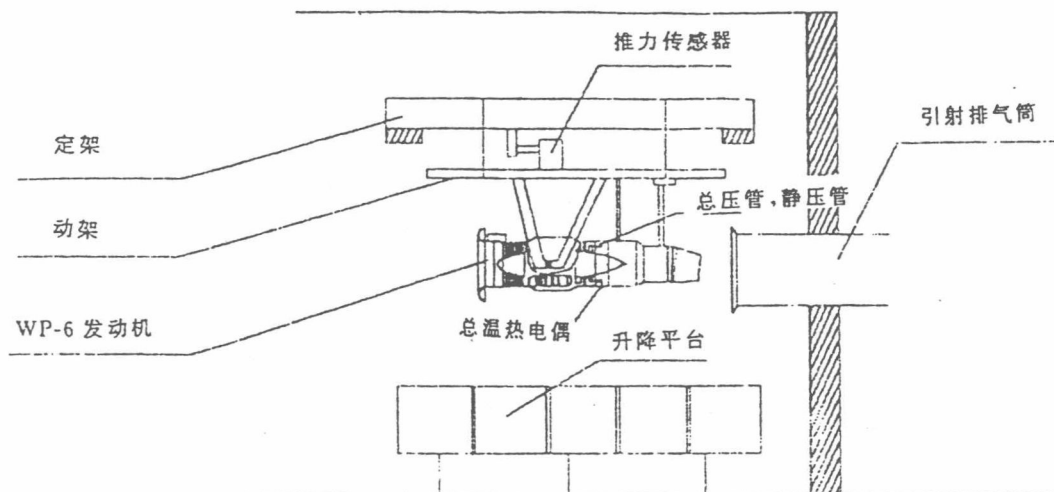


图1 喷气发动机试车台架

3 试验件结构

WP-6 型发动机喷管为收敛型流道, 喷口面积可调, 为了研究矢量的气动性能及其对发动机性能的影响, 本文设计了收敛型流道、喷口面积不可调的矢量排气喷管, 喷管用 $1\text{Cr}_{18}\text{Ni}_9\text{Ti}$ 材料制成。为进行试验对比, 试验还加工了无矢量角的基准喷管。矢量喷管流道如图2所示, 矢量喷管与基准喷管有相同的出口面积。矢量喷管下偏角为 $8^\circ 20'$, 喷口直径和基准喷口直径为 $\Phi 436.5\text{mm}$, 两试验件总长为 1.60m 。

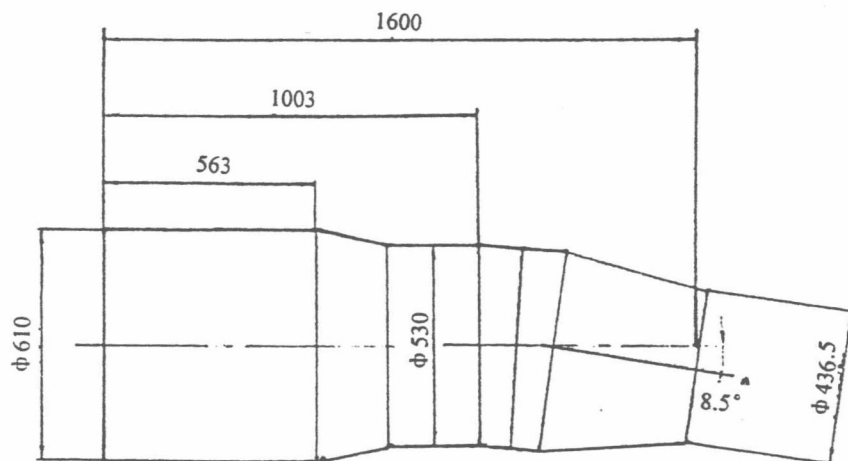


图2 全尺寸矢量喷管流道

5.2 喷管气动特性计算

(1) 推力系数 η

$$\text{推力系数 } \eta \text{ 定义为: } \eta = \frac{\text{实测推力}(R_t)}{\text{理想推力}(R_i)} \quad (4)$$

对于收敛喷管, 理想推力 R_i 为燃气从排气系统进口至出口在等熵膨胀条件下产生的推力。在其过程中燃气总温、总压保持不变。 R_i 计算式为

$$R_i = \begin{cases} \dot{m}_t \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T^* \left(\frac{P^*}{P_a}\right)^{\frac{k-1}{k}} \left[\left(\frac{P^*}{P}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1\right]} & M_e < 1 \\ \dot{m}_t \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T^*} + A_e (0.5404 P^* - P_a) & M_e = 1 \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\dot{m}_t$ 为实测流量。

(2) 喷管总压恢复 σ

喷管总压恢复 σ 定义为 $\sigma = P_e^* / P_m^*$, 其中, P_e^* 为喷口处燃气总压, P_m^* 为喷管进口总压。在不同喷管状态, 可利用冲量函数和气动函数, 计算出喷管出口总压 P_e^* 。

6 测试结果及分析

发动机推力随油门开度的变化如图 3 所示。从图中可见, 发动机推力 R 随供油 G_b 增加而增大, 在 $G_b \leq 0.5 \text{ kg/s}$ 时 (对应转速 $n=10000 \sim 10650 \text{ r/min}$), 矢量喷管推力稍小于基准喷管推力; 在 $G_b > 0.58 \text{ kg/s}$ 时, 两种喷管对应的发动机推力曲线几乎重合。由此表明, 在发动机转速 $n > 10650 \text{ r/min}$ 时, 小矢量角 (约 $8^\circ 20'$) 的喷管对发动机推力影响很小。图 4 是发动机耗油率 sfc 随供油量 G_b 的变化情况。图中试验数据分布表明, 不论哪种喷管, 发动机耗油率 sfc 随供油量增加都存在最低值, 即最经济运状态。与基准喷管 sfc 相比, 矢量喷管对应的发动机最经济状态的供油量增大了, 基准喷管最经济状态供油量 $G_b = 0.57 \text{ kg/s}$ (对应转速 $n=10600 \text{ r/min}$), 矢量喷管对应的 $G_b = 0.58 \text{ kg/s}$ (对应转速 $n=10670 \text{ r/min}$) 转速增大 70 r/min , 耗油率上升 1.75% 。在发动机最大状态, 矢量喷管的 $\text{sfc} = 0.941 \text{ kg/kg} \cdot \text{h}$, 与基准喷管的 $0.936 \text{ kg/kg} \cdot \text{h}$ 相比增加 0.53% 。可见, 矢量喷管提高了发动机最经济状态的转速, 明显提高了发动机巡航状态的耗油率, 降低了发动机经济性指标。

图 5 是涡轮后总温 T_4^* 随供油量的变化情况。从图中可见, 涡轮后 T_4^* 随供油量 G_b 增大而上升, 矢量喷管情况下的 T_4^* 都比基准喷管的高, 增加幅度随 G_b 增加呈减小的趋势, 如 $G_b = 0.55 \text{ kg/s}$ 时, 基准喷管 $T_4^* = 796 \text{ K}$, 矢量喷管 $T_4^* = 810 \text{ K}$, 提高 14°C ; 当 $G_b = 0.65 \text{ kg/s}$ 时, 基准喷管和矢量喷管的 T_4^* 分别为 872 K 和 876 K , 温度升高 4°C 。在发动机最大状态, 矢量喷管使 T_4^* 提高 12°C 。因此, 矢量喷管增大了发动机的热力状态, 降低了发动机的使用性能。

图 6 是喷管推力系数随发动机转速的变化情况。可见, 随着转速增加, 喷管推进系数降低。对于矢量喷管, 当 $n=10059$ 时, 推力系数 $\eta=0.905$; 当 $n=11198$ 时, $\eta=0.887$, 下降了 2.0% 。与基准喷管相比, 矢量喷管的推力系数变化不明显。这是因为, 对于收敛型喷管, 当喷管进口总压越来越大时, 燃气在喷管内偏离完全膨胀程度增加, 使推进效率降低。

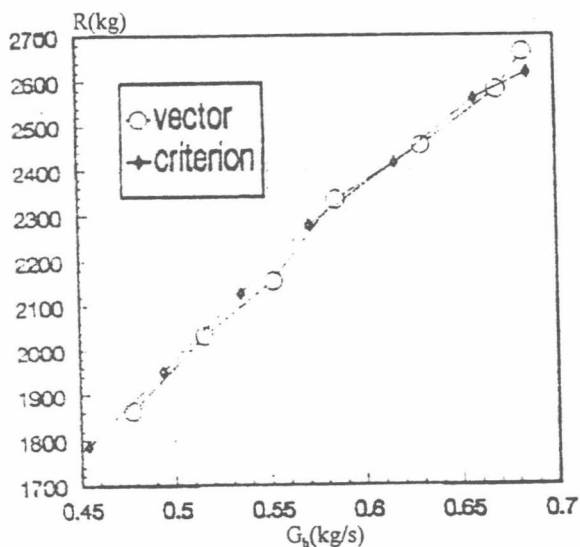


图3 发动机推力随供油量的变化

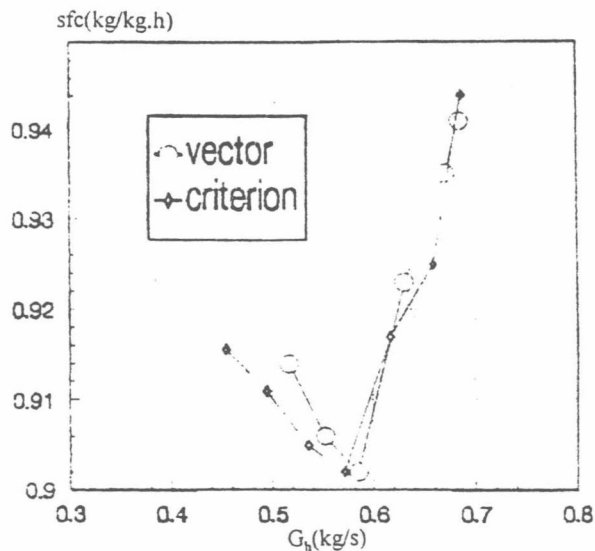


图4 发动机耗油率随供油量的变化

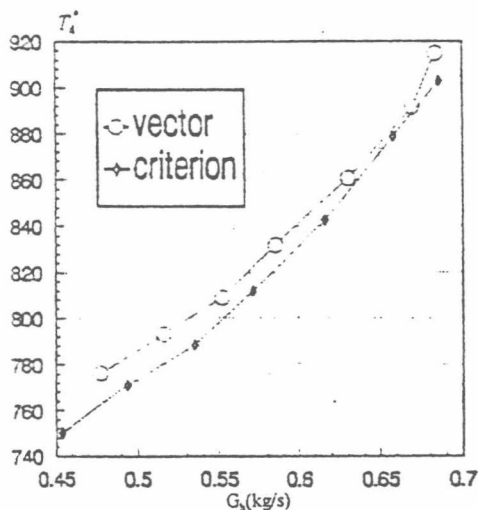
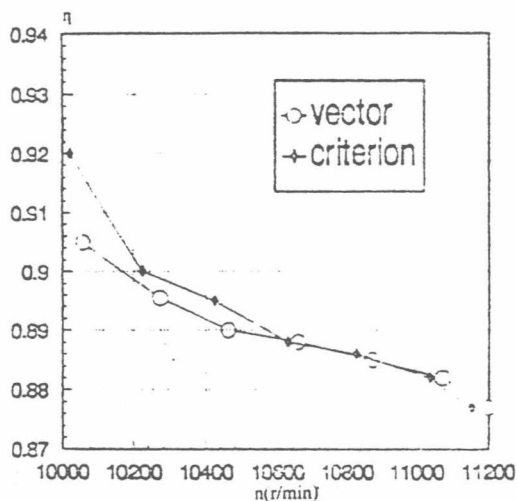
图5 涡轮后燃气总温 T_4^* 随供油量的变化

图6 喷管推力系数随发动机转速的变化

图7 是喷管总压恢复随发动机转速的变化情况。从图中可见,除了基准喷管发动机暖机状态外,喷管总压恢复系数 σ 随着转速上升变化平缓,矢量喷管总压恢复 σ 普遍小于基准喷管的总压恢复,在发动机最大状态,矢量喷管总压恢复系数降低约0.59%。

可见,与其准喷管相比,在高转速区域矢量喷管对发动机推力影响不大,但却增大了耗油率和工作温度。这两种喷管喷口几何面积虽相等,由于矢量喷管总压恢复系数 σ 降低,发动机各部件在共同工作时,由于喷管反压增大,涡轮落压比减小,转速调节器为维持发动机转速而增大了供油量,结果使燃气总温提高,耗油率增大。

7 结论

在地面试车台, 我们进行了 WP-6 发动机矢量喷管的节流特性试验, 试验表明了喷管小角度转向对发动机工作的影响, 通过分析得出如下结论:

(1) 对于相同喷口面积的排气喷管, 在发动机较高转速区域 ($n \geq 10650$), 与基准喷管相比, 矢量喷管对发动机推力的影响不明显。

(2) 矢量喷管总压恢复系数降低, 发动机热负荷和耗油率增加, 降低了发动机的使用性能。

(3) 矢量喷管和基准喷管推力系数相差不明显, 对于收敛喷管, 两种喷管的推力系数都随着喷口进口总压的提高而降低。不完全膨胀是造成喷管推进效率降低的重要原因。

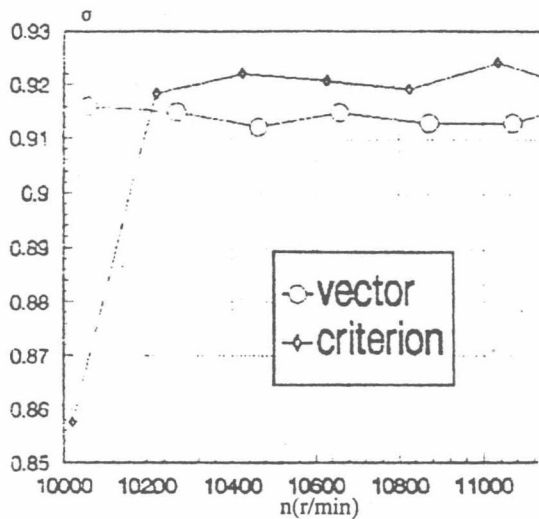


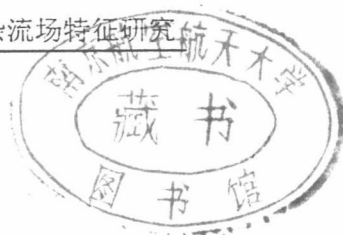
图 7 喷管总压恢复随发动机转速的变化

参 考 文 献

- 1 Laurence D, Summary of Nonaxisymmetric Nozzle Internal Performance from the NASA Langley Static Test Facility, AIAA 85-1347, 1985
- 2 (英)D.理查森. 现代隐身飞机. 科学出版社, 1991
- 3 Bruley J R II, Carlson J R., Circular-to-Rectangular Transition Ducts for High Aspect Ratio Nonaxisymmetric Nozzles, AIAA 85-1346, 1985
- 4 郑礼宝. 二元喷管对发动机性能影响的实验研究. 推进技术. Vol.18, No.4, 1997

(上接第 68 页)

- 3 刘大响, 叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南. 燃气涡轮试验与研究, 1994年第3期
- 4 燃气涡轮发动机进口流场畸变评定标准, GJB/z-64
- 5 某型发动机低压压气机进口流场畸变试验研究报告. 贵州航空发动机研究所, 1997
- 6 译文集. 进气畸变对发动机性能影响. 西北工业大学, 1976



矢量二元收扩喷管热射流复杂流场特征研究

郑礼宝 张靖周

南京航空航天大学, 210016, 南京市御道街 29

摘要: 本文提出了球面收敛、二元(横截面为矩形)扩张矢量喷管的概念, 设计并制造了矢量二元收扩喷管模型, 在小型热射流实验台架上进行了喷管落压比和喷管进口总温的影响试验。研究表明, 在喷管过膨胀非设计状态, 喷管 NPR 对矢量喷管上壁面附面层流动影响不大。在逆压力作用下, 上壁附面层很可能发生分离。在扩张上壁附面层分离的情况下, 壁面附近的流线被上抬, 气流又受喷管矩形壁面的约束而向两侧拥挤, 形成了异型总压分布。另外, 由于热射流被分成两股, 其红外辐射特征应该有明显的减弱。

关键词: 二元喷管, 收缩扩张, 矢量推力, 热射流

Investigation of Hot-jet Characteristics of 2-D C-D Vector Nozzles

Zhenglibao Zhangjinzhou

Nanjing University of Aeronautics and Aerospace, 210016, YuDao Street 29, Nanjing

Abstract: In the paper was proposed a new propulsion concept of 2-D C-D(convergent-divergent) vector nozzle which is characterized by sphere surface convergent and rectangular transverse-section divergent. Based on the concept, we designed and manufactured experimental models made of high temperature alloy steel 1Cr18Ni9Ti, which wall thickness is 1.2mm. On a small hot-gas-generator setup, experiment was performed upon the model nozzles under the condition of the inlet temperature 673~823K, and the NPR (nozzle pressure ratio) 1.46~2.25. By the use of pressure probe and IR thermal image instrument (AGA780, 3~5.6 μ m), we tested the field pressure and plume IR signature carefully. The results indicate that ① At nozzle over expansion state, the parameter NPR has little effect on boundary layer performance on the upper wall. ② By the action of inverse pressure gradient, on the upper wall may come about the boundary layer separation. In the circumstances, because the stream-line adjacent to the wall was moving up, and the flow was also restricted by side walls at the same time, the total pressure at nozzle exit brought forth critical aberration. ③ The hot-jet was divided into two stream flow, and the shock waves in the field present sphere shape downstream of the nozzle.

Key words: Two-dimensional nozzle, Convergent-Divergent, Vector thrust, Hot-jet

0 前言

矢量二元收扩喷管是先进战斗机设计的新概念^[1], 它不仅气动性能和飞机低阻外形布局

优越,而且还具有红外(IR)、雷达(RCS)低辐射或散射特征^[2]。与轴对称喷管情况相比,矢量二元收扩喷管的推进特性和热射流运动要复杂的多。发动机涡轮后面的排气筒横截面是圆形,当排气喷管为二元喷管时,那些离开涡轮轴对称流动的燃气必然要经历从轴对称流动向非轴对称三维流动的转变,喷管流动附面层发展过程复杂,喷管实际喉道位置和面积大小难于精确把握^[3]。对于收扩喷管,在其面积比一定的条件下,其最优性能与设计压比相对应,在非设计状态,矢量二元收扩喷管特性和热射流运动将更加复杂。流场测量和显示是揭示复杂喷管异常的流动机理和热射流的运动规律的重要手段,在新概念研究中具有重要的作用。

二元喷管射流的异常流动是在水洞流场显示实验中被发现的。八十年代初,美国 Northrop 公司 C--W CHU 等人在水洞实验中,初步研究旋流对二元喷管射流运动的影响^[4]。他们用示踪剂显示射流的运动,流谱表明,旋流造成了二元喷管矩形射流与环境介质大尺度质量掺混运动,喷口下游,一股射流分裂为两股流动。Reichert B A 等人在研究旋流对圆转方过渡段内流特性的影响时,还用油膜显示了复杂管壁面流动的性状^[5]。文献[6]在烟风洞中,用激光片光源流场显示技术,结合流场测量和理论分析,揭示了二元喷管射流流场中旋涡运动的机理。为研究真实情况下二元喷管射流运动的规律,本文提出了球面收敛、二元(横截面为矩形)扩张矢量喷管的概念,设计并制造了矢量二元收扩喷管模型,在小型热射流实验台架上进行了喷管落压比($NPR=1.46$ 、 2.25)和喷管进口总温(400 、 550°C)的影响实验,用总、静压探针测量了喷管壁面静压和喷管出口总压,用 $3.0\sim 5.6\mu\text{m}$ 中红外波段的热像仪观察了热射流流场,发现了矢量二元收扩喷管射流一些新现象,结合流场测量数据,对矢量二元收扩喷管异常的热射流运动进行了分析。

2 实验装置、模型和实验条件

2.1 实验装置

热射流实验是在热射流试验装置上进行的,如图 1 所示。试验装置主要由供

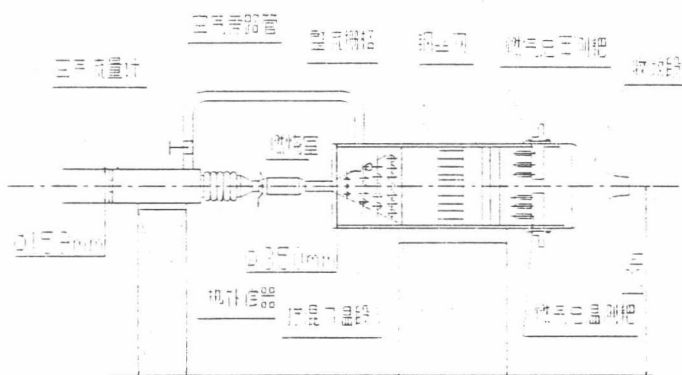


图 1 热射流试验装置

气系统、供油系统、控制系统、燃烧系统、测量系统及整流匀温系统等部分组成。

试验装置所用的高压空气由多台空气压缩机提供,单台空压机为 135kw,泵气量 0.5kg/s;热射流是通过燃烧航空煤油产生的,在油库和喷油咀之间设有高、低压油泵和燃油油滤,高压油泵油压约 40kg/cm²;燃烧装置为“子爵”号飞机上用的达特单管燃烧室,控制系统通过调节供油量控制燃烧温度;试验台上设有测量装置,可测量空气流量、燃油流量、喷管进口总温和总压等参数。

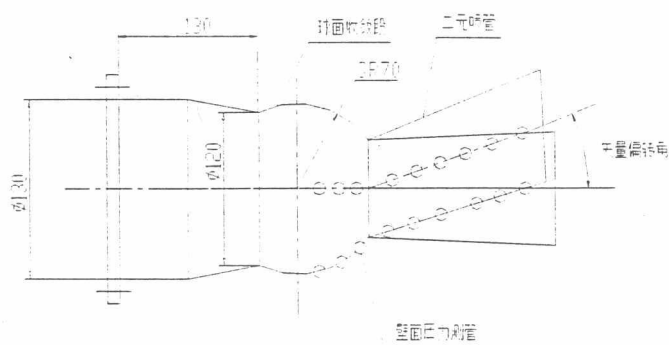


图 2 球面收敛二元扩张矢量喷管结构示意图

2.2 实验模型

球面收敛二元扩张矢量喷管结构如图 2 所示,实验件设计压比 $NPR_d=3.30$,喷管出口设计马赫数 $M_{e,d}=1.45$,设计流量为 1.2kg/s。收扩喷管喉道当量直径 $d=\phi 58\text{mm}$,对于二元喷管,喉道截面是矩形,实验件喉道宽高比参数 AR_t 有两个,其分别为 1.265 和 2.083。矢量喷管有喷射矢量角,具体为俯仰角和偏航角,矢量角参数分别为 0° 、 10° 、 20° 。二元喷管扩张段为等宽设计,上、下壁扩张,扩张半角是 2.5° 。为进行比较,实验还设计了基准圆锥喷管,典型截面的面积与二元喷管的相同。

2.3 实验条件及测量

飞行实际表明,在飞行包线内喷气发动机很多时候是在非设计状态下工作,非设计状态下收扩喷管的气动性能对发动机的使用性能影响很大。因此,我们选择收扩喷管的管外过膨胀工况来研究二元收扩喷管的气动特性。热射流试验的条件如下表所示:

状态	进口总温 (° K)	喷管落压比 (NPR)	空气流量 (kg/s)	燃油流量 (l/h)	激波位置
1	673	2.05	0.92	36	喷口下游
2	823	2.25	0.92	46	喷口下游

热射流流场是用红外热像仪观察的。热像仪为瑞典产的 AGA780 型红外热像仪,其光

敏材料是铟化铊, 工作波段 $3.0\sim 5.6\mu\text{m}$, 镜头张角 7° , 由液氮制冷。由于二元喷管射流为轴不对称, 实验时观察和拍摄了矢量矩形热射流宽方向和窄方向的流场特征。

为进一步分析矢量矩形热射流的红外热图特征, 实验测量了喷管顶壁、侧壁的静压分布和喷管出口的总压分布。总压探针为 pitot 管, 测量时安装在三维坐标架上, 位移精度为 0.5mm 。总、静压探针感受到的压力信号通过传感器输出电信号, 电压值在精密数字式电压表显示。实验前所有传感器都进行了标定, 系统测量精度为 1.2% 。

3 热射流红外热图特征

图 3 是基准圆锥喷管热射流的红外热图, 图 4 是无矢量角 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流宽方向上的红外热图, 图 5 是 10° 俯仰角、 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流宽、窄方向上的红外热图, 图 6 是 20° 俯仰角、 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流宽、窄方向上的红外热图。从图中可发现如下几个特点: 一是激波的存在使热射流辐射加强了; 二是喷管结构变化, 热射流中的激波形状也发生了改变, 在基准圆锥喷管热射流中, 激波形状为常规的条块状, 而在二元喷管热射流中, 激波形状变为“葫芦”状; 三是在图 5 (a) 窄向热图中, 热射流自喷口往下游, 出现一连串由大到小呈“葫芦”状的激波热图, 而在图 5 (b) 宽向热图中, 喷口两侧各出现一股很强的流动, 在每股热射流内也有一连串尺寸较小、亮度较弱的由大到小呈“葫芦”状的激波热图; 四是喷管矢量角增大, 流场不对称性越明显。这些现象说明, 在非设计状态, 矢量二元喷管的流动机理发生了改变。

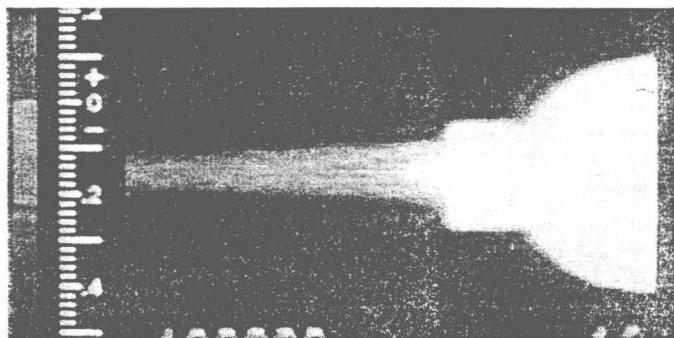


图 3 基准圆锥喷管热射流的红外热图

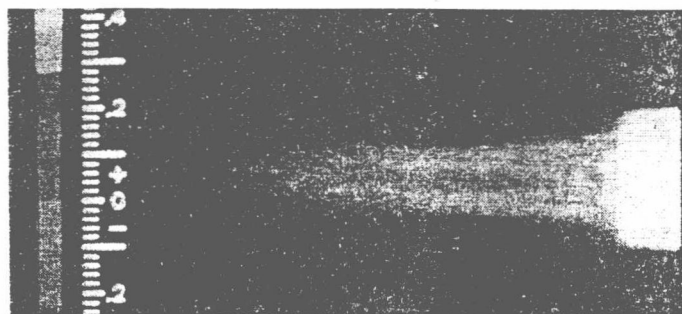
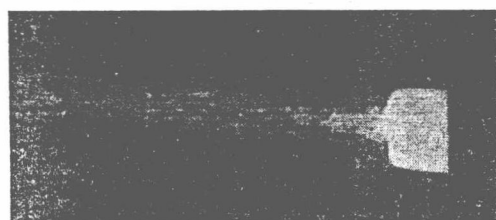
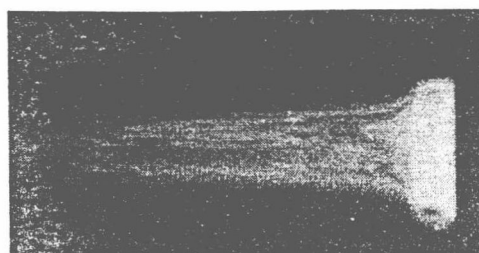


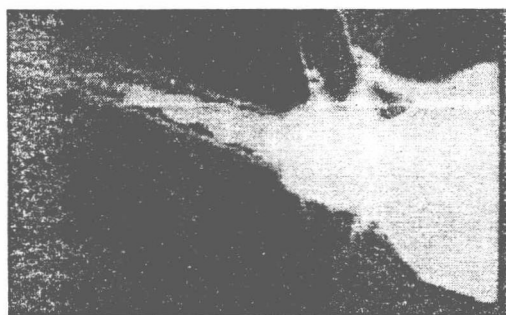
图 4 无矢量角 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流宽方向上的红外热图



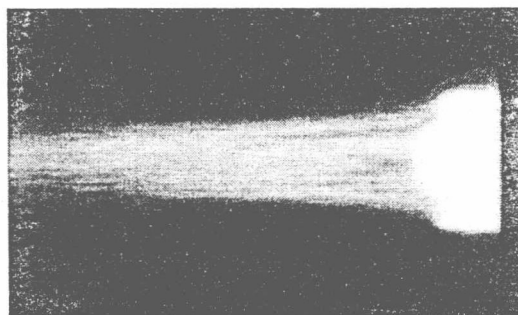
(a) 窄方向



(b) 宽方向

图 5 10° 俯仰角、 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流红外热图

(a) 窄方向



(b) 宽方向

图 6 20° 俯仰角、 $AR_t=2.083$ 二元喷管热射流红外热图

4 喷管气动特性

图 6 是喷管压比 $NPR=1.49$ 、 2.50 时喷管壁面静压沿程分布的变化情况。从图中分布曲线可见，对于矢量俯仰角为 20° 的二元喷管，当 $NPR=2.50$ 时，在喷管下壁，从进口到出口，壁面附近的燃气为顺压力加速流动，而喷管上壁的附面层为逆压力，容易发生附面层分离；当 $NPR=1.49$ 时，喷管下壁顺压力梯度减小，曲线分布呈现明显的拐点，喷管上壁的附面层仍为逆压力梯度，壁面压力绝对值比 $NPR=2.50$ 时的壁面压力要大一点。值得注意的是，在两个压比情况下，上壁逆压力分布曲线接近平行。由此看来，在喷管过膨胀非设计状态，喷管 NPR 对矢量喷管上壁面附面层流动影响不大。在逆压力作用下，上壁附面层很可能发生分离。

图 7 是喷管出口总压分布。从图中曲线分布可见，在上、下壁中央区域出现极小值总压分布，喷口两侧有高总压流动，与常规喷管出口流场相比，二元喷管出口总压分布严重畸变。可能是扩张上壁附面层分离的缘故，壁面附近的流线被上抬，气流又受喷管矩形壁面的约束而向两侧拥挤，形成了异型总压分布。在这样的条件下，喷管