

基于直二元喷管形面尺寸的涡扇发动机参数 优化设计研究^{*}

姜尚彬, 汪 勇, 张海波, 陈浩颖

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了在设计阶段提升带直二元喷管涡扇发动机的总体性能, 开展了基于直二元喷管形面尺寸的涡扇发动机参数优化的研究。首先, 建立了带直二元喷管的涡扇发动机模型, 提出了发动机正后向排气系统红外辐射特征的计算方法, 分析了直二元喷管尺寸对发动机性能参数的影响; 其次, 提出了基于序列二次规划算法的设计参数多目标优化方法, 优化的目标包括高单位推力、低油耗和低红外辐射强度; 最后, 基于以上模型, 利用序列二次规划算法对在设计点非加力情况下的涡扇发动机设计参数进行多目标优化。仿真结果表明: 在设计点上, 相较于不带直二元喷管的涡扇发动机, 带直二元喷管的涡扇发动机具有更好的红外性能, 并且通过算法优化后, 带直二元喷管的涡扇发动机具有更好的性能参数。

关键词: 涡扇发动机; 设计参数; 直二元喷管; 序列二次规划; 多目标优化

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 08-210072-10

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 210072

Optimization Design of Turbofan Engine Parameters Based on Straight Two-Dimensional Nozzle Profile

JIANG Shang-bin, WANG Yong, ZHANG Hai-bo, CHEN Hao-ying

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to improve the overall performance of turbofan engines with straight two-dimensional nozzle at design stage, optimization design of turbofan engine parameters based on straight two-dimensional nozzle profile dimensions was carried out. Firstly, a turbofan engine model with straight two-dimensional nozzle was established, and the infrared radiation characteristic of the forward backward exhaust system of the engine was calculated. The influence of the dimension sizes of the straight two-dimensional nozzle on the engine performance parameters was analyzed. Secondly, a multi-objective optimization method of design parameters based on sequential quadratic programming algorithm was proposed. The optimized objectives include high specific thrust, low fuel consumption and low infrared radiation. Finally, based on the above model, the sequential quadratic programming algorithm was used to carry out the multi-objective optimization of the design parameters of turbofan engine without afterburning at design point. The simulation results show that, compared with the turbofan engine without

^{*} 收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-11-15。

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-I-0020-0019)。

作者简介: 姜尚彬, 硕士生, 研究领域为航空发动机总体性能。

通讯作者: 张海波, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模及控制。

引用格式: 姜尚彬, 汪 勇, 张海波, 等. 基于直二元喷管形面尺寸的涡扇发动机参数优化设计研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210072. (JIANG Shang-bin, WANG Yong, ZHANG Hai-bo, et al. Optimization Design of Turbofan Engine Parameters Based on Straight Two-Dimensional Nozzle Profile [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 210072.)

straight two-dimensional nozzle, the turbofan engine with straight two-dimensional nozzle has better infrared performance at design point, and the turbofan engine with straight two-dimensional nozzle has better performance parameters after optimization by the algorithm.

Key words: Turbofan engine; Design parameters; Straight two-dimensional nozzle; Sequential quadratic programming; Multi-objective optimization

1 引 言

随着现代红外探测技术的发展与红外制导武器在军事上的应用,红外制导导弹已经成为了对飞机生存能力最有力的威胁之一^[1-2],因此,红外隐身技术显得越来越重要^[3],低红外也成了除了推力和耗油率外发动机设计过程中一个需要重视的因素。红外隐身技术,就是利用一系列措施,降低或改变目标的红外辐射特征,从而实现目标对于红外探测器的低可探测性^[4]。发动机的红外辐射主要来源于排气系统,特别是 3~5 μm 波段,降低排气系统红外辐射强度将可以大大提升飞机的生存率^[5-6]。近年来,国内对该项技术进行了不少研究。高翔开展了飞行器及其排气系统的红外辐射特性研究,发展了红外数值计算方法,并在此基础上研究了气溶胶隐身技术和 S 弯遮挡技术等红外抑制技术的特点^[7]。吉洪湖等^[8]研究了降低排气系统腔体表面温度和发射率抑制红外辐射的规律。在本文中,为得到具有较好红外性能的发动机,采用了安装直二元尾喷管

的措施^[9]。目前,主流的涡扇发动机总体设计包括约束分析、任务分析、循环参数分析、循环性能分析和安装性能分析^[10-12]。其中,循环参数分析的目的是根据最高涡轮温度、最高部件效率等设计限制,高度、马赫数等飞行条件以及压缩系统总压比、涵道比等设计参数选择来评估发动机的性能参数,即推力、耗油率等^[13]。

序列二次规划算法(SQP 方法)是在拉格朗日-牛顿法的基础上,借鉴无约束优化问题的拟牛顿算法发展起来的约束优化问题的一种求解方法^[14-15]。在解决约束优化问题的时候,Wilson 使用了牛顿法求拉格朗日条件的解,并将该问题转化为一个二次规划的最小解的问题,从而首次提出了 SQP 算法^[16-18]。航空发动机设计参数的选择,就是一个非线性规划问题,可以通过使用序列二次规划方法,在保持整体收敛性的同时得到一组具有超线性收敛性的解^[19-21]。

与传统涡扇发动机的设计指标不同,本文还考

虑了发动机的红外隐身性能^[22]。然而,降低红外辐射强度往往会来推力的严重损失,甚至可能会使发动机无法正常工作。因此,从发动机设计阶段开始考虑红外性能的影响具有十分重要的研究价值。在本文中,分别建立了外涵引气冷却中心锥与尾喷管壁面和带直二元喷管的涡扇发动机模型,分析了冷却系数以及直二元喷管尺寸对发动机单位推力、耗油率和红外辐射强度的影响,最后根据 SQP 算法的原理对发动机设计参数进行了多目标优化仿真,得到了最优的设计参数组合。

2 带直二元喷管的涡扇发动机

飞机的红外辐射强度是评估其隐身能力的重要指标。随着红外制导导弹及红外探测系统的研究进步,如何降低飞机红外辐射成为了提高飞机隐身能力的一大难关。在飞机的运行过程中,由于其发动机的排气系统是其主要的红外辐射源之一,排气系统的红外抑制显得尤为重要,降低红外强度的技术与方法亟待发展并应用。

2.1 带直二元喷管的涡扇发动机模型

在轴对称涡扇发动机的排气系统的红外辐射中,低压涡轮出口、中心锥和尾喷管扩张段内壁的红外辐射占了很大一部分,其模型如图 1 所示。

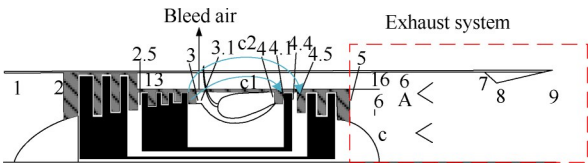


Fig. 1 Axisymmetric turbofan engine model

在图 1 中,1~9 分别代表了发动机的各个截面,c1 和 c2 分别代表了从高压压气机出口引出冷却高压涡轮入口和低压涡轮入口的两股冷却气。为降低飞机发动机排气系统的红外辐射强度,本文采用了安装直二元喷管的方法。相较于传统的轴对称喷管,直二元喷管往往具有更好的红外隐身能力。因此在发动机总体设计阶段可以考虑是否安装异形喷管来达到低红外的设计目的。

直二元喷管形状如图 2 所示。图 2(a)为立体图,

图2(b)为剖视图。在图2(a)中, W 表示直二元喷管出口截面宽度, H 表示直二元喷管出口截面高度,两者之比即为宽高比 R 。在图2(b)中, α_{2D} 表示收敛角, β 表示扩张角。本文带直二元喷管的涡扇发动机模型如图3所示。

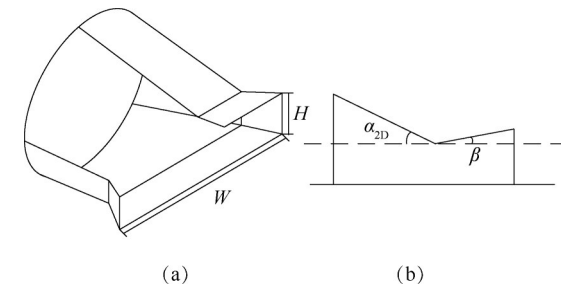


Fig. 2 Straight two-dimensional nozzle diagram

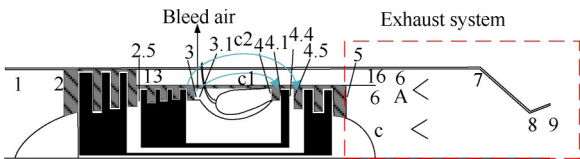


Fig. 3 Turbofan engine model with straight two-dimensional nozzle

带直二元喷管的涡扇发动机模型与轴对称涡扇发动机模型的区别在于采用了直二元喷管,即在7截面到9截面的区别。整体气流流量分布如图4所示。

图4中 $\dot{m}_c$ 为内涵核心流流量, $\dot{m}_{c1}$ 为从高压压气机出口处引气用来冷却高压涡轮转子及导向器的引气流量, $\dot{m}_{c2}$ 是从高压压气机出口处引气用来冷却低压涡轮转子及导向器的引气流量, $\dot{m}_b$ 为放气流量。定义两股流量系数为 ε_1 和 ε_2 , 其大小为引气流量与内涵核心流流量之比。

由于直二元喷管的几何结构复杂,安装后红外辐射强度计算较为困难,本文选择使用的是简化的计算方法,即先计算相同尺寸轴对称排气系统的红外辐射强度,再通过轴对称排气系统与直二元排气系统之间的经验关系确定直二元排气系统的红外辐射特征。

影响直二元排气系统红外辐射强度的主要尺寸因素有宽高比(R)、收敛角(α_{2D})和扩张角(β),假设直二元排气系统红外辐射强度为 I_{2D} , 其计算式为

$$I_{2D} = I_0 \cdot C_{2D} \cdot \chi_R \cdot \chi_\alpha \cdot \chi_\beta \quad (1)$$

式中 I_0 为轴对称排气系统的红外辐射强度, C_{2D} 为基准直二元排气系统和轴对称排气系统的红外辐射强度之间的比例系数, $\chi_R, \chi_\alpha, \chi_\beta$ 分别为目标直二元排气

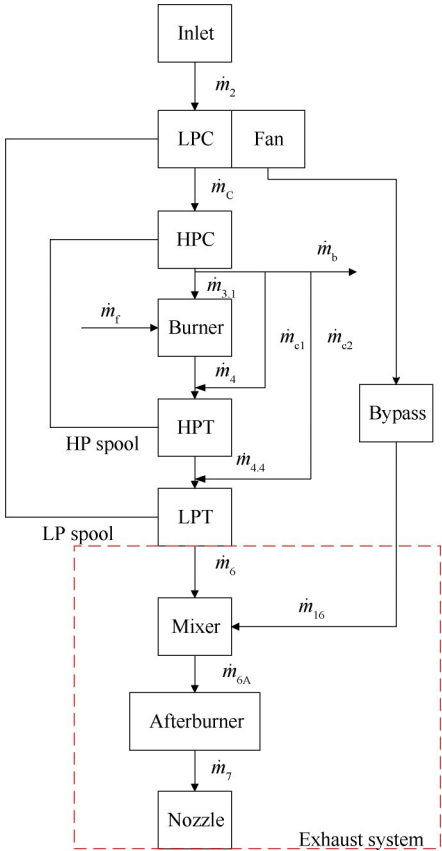


Fig. 4 Airflow diagram

系统与基准直二元排气系统的红外辐射强度在宽高比、收敛角、扩张角影响下的比例系数。需要注意的是,选取的轴对称喷管和基准直二元喷管均要与目标直二元喷管的尺寸相同。在本文中,选取宽高比为 5.32,收敛角为 25° ,扩张角为 5.25° 的直二元排气系统作为基准直二元排气系统模型,此时 C_{2D} 的值为 0.8476。

比例系数 χ_R 代表了在除了宽高比(R)之外,其他尺寸均一致的情况下的目标直二元排气系统与基准直二元排气系统红外辐射强度之比。基于部分实验数据,通过线性插值的方式将比例系数 χ_R 拟合成关于宽高比 R 的线性插值函数

$$\chi_R = \chi_{R,i} + L_{R,i}(R - R_i) \quad (2)$$

式中 $L_{R,i}$ 为对宽高比 R 大小进行插值时的一阶均差,插值的各个系数如表1所示。

Table 1 Linear interpolation of χ_R

i	R_i	$\chi_{R,i}$	$L_{R,i}$
0	3.49	1.0801	-0.0368
1	4.34	1.0488	-0.0336
2	5.00	1.0266	-0.0830
3	5.32	1.0000	-0.0578

根据插值结果,可以绘制出宽高比在 3.49~6,较为准确的拟合曲线,如图 5 所示。

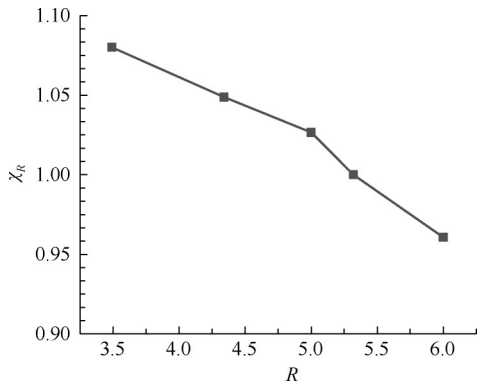


Fig. 5 Relationship between R and χ_R

分析插值图 5 可以得到:对于直二元排气系统,随着宽高比的增加,红外辐射强度降低。

比例系数 χ_α 代表了在除了收敛角(α_{2D})之外,其他尺寸均一致的情况下的目标直二元排气系统与基准直二元排气系统红外辐射强度之比。将比例系数 χ_α 拟合成关于收敛角 α_{2D} 的线性插值函数,有

$$\chi_\alpha = \chi_{\alpha,i} + L_{\alpha,i}(\alpha_{2D} - \alpha_i) \tag{3}$$

式中 $L_{\alpha,i}$ 为对收敛角 α_{2D} 大小进行插值时的一阶均差,插值的各个系数如表 2 所示。

Table 2 Linear interpolation of χ_α			
i	α_i	$\chi_{\alpha,i}$	$L_{\alpha,i}$
0	15.00	1.0156	-0.00156
1	25.00	1.0000	-0.00116
2	38.42	0.9844	-0.00059

根据插值结果,可以绘制出收敛角在 $15^\circ \sim 45^\circ$,较为准确的拟合曲线,如图 6 所示。

分析插值图 6 可以得到:对于直二元排气系统,随着收敛角的增大,红外辐射强度持续降低。

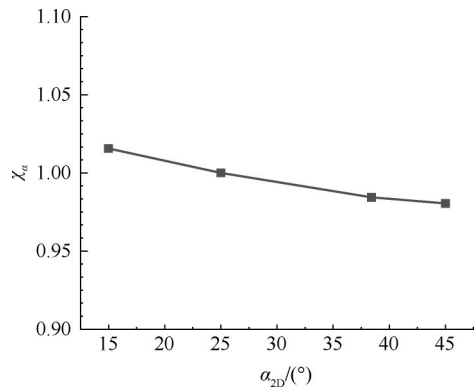


Fig. 6 Relationship between α_{2D} and χ_α

比例系数 χ_β 代表了在除了扩张角(β)之外,其他尺寸均一致的情况下的目标直二元排气系统与基准直二元排气系统红外辐射强度之比。将比例系数 χ_β 拟合成关于扩张角 β 的线性插值函数,即

$$\chi_\beta = \chi_{\beta,i} + L_{\beta,i}(\beta - \beta_i) \tag{4}$$

式中 $L_{\beta,i}$ 为对扩张角 β 大小进行插值时的一阶均差,插值的各个系数如表 3 所示。

Table 3 Linear interpolation of χ_β			
i	β_i	$\chi_{\beta,i}$	$L_{\beta,i}$
0	2.00	0.9743	0.0400
1	3.24	1.0238	-0.0119
2	5.25	1.0000	0.0042
3	9.00	1.0156	-0.0055

根据插值结果,可以绘制出扩张角在 $2^\circ \sim 15^\circ$ 较为准确的拟合曲线,如图 7 所示。

分析插值图 7 可以得到:对于直二元排气系统,随着扩张角的增大,红外辐射强度小幅度波动。

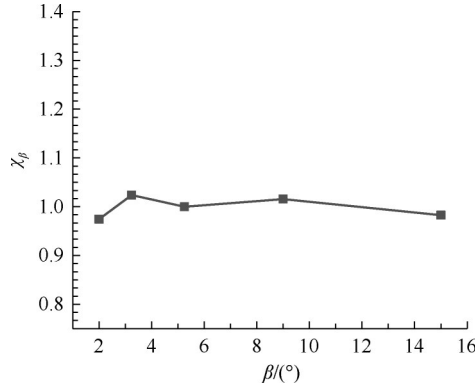


Fig. 7 Relationship between β and χ_β

采用直二元喷管确实可以显著地降低发动机排气系统的红外辐射,但是它同时会引起发动机尾喷管的总压损失,进而影响发动机的单位推力、耗油率与红外辐射。总压比的大小与喷管的宽高比(R)、收敛角(α_{2D})和扩张角(β)有关。目标直二元喷管的总压比为

$$\pi_{n,2D} = \pi_{0,2D} \cdot s_R \cdot s_\alpha \cdot s_\beta \tag{5}$$

式中 $\pi_{0,2D}$ 为具有与目标喷管相同尺寸的基准直二元喷管的总压比, s_R , s_α 和 s_β 分别表示目标喷管与基准喷管的总压比在宽高比、收敛角和扩张角影响下的比例系数。

选择宽高比为 3.49,收敛角为 25° ,扩张角为 9° 的直二元喷管作为基准直二元喷管模型,此时喷管的总压比为 $\pi_{0,2D} = 0.9668$ 。剩余的比例系数可由以下

经验公式求得

$$\begin{cases} s_R = 0.9974 - 4.573 \times 10^{-3} R + \\ \quad 2.067 \times 10^{-3} R^2 - 1.643 \times 10^{-4} R^3 \\ s_\alpha = 1.0245 - 7.157 \times 10^{-4} \alpha_{2D} - \\ \quad 1.970 \times 10^{-5} \alpha_{2D}^2 + 3.646 \times 10^{-7} \alpha_{2D}^3 \\ s_\beta = 0.9764 + 1.177 \times 10^{-2} \beta - \\ \quad 1.367 \times 10^{-3} \beta^2 + 3.935 \times 10^{-5} \beta^3 \end{cases} \quad (6)$$

2.2 涡扇发动机排气系统红外辐射特征计算

在研究涡扇发动机红外性能的时候,需要考虑包括涡轮、中心锥、尾喷管扩张段内壁等在内的高温部件产生的辐射。本文考虑的是处于发动机排气系统正后向的红外辐射强度,计算方程如下

$$I = \mu \sum \frac{A_i \varepsilon_{L_i}}{\pi} \int_{\lambda} M_{\text{abb}}(T_i) d\lambda \quad (7)$$

式中 μ 是考虑燃气的红外辐射而对总红外辐射进行的一个修正,根据经验通常取其值为1.08, i 表示在排气系统正后向可以观测到红外辐射特征的截面,这些截面包括中心锥、涡轮、外涵道和尾喷管, A_i 表示截面对于排气系统出口的投影面积, ε_{L_i} 表示截面的材料发射率, T_i 表示截面的表面温度, $M_{\text{abb}}(T)$ 为普朗克公式

$$M_{\text{abb}}(T_i) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{hc}{\lambda kT}} - 1} \quad (8)$$

式中 h 为普朗克常数, c 为光速, λ 为红外辐射的波长, k 为玻尔兹曼常数。排气系统的红外辐射能量主要集中在中波波段,其波长为 $3 \sim 5 \mu\text{m}$ 。

2.3 带直二元喷管的涡扇发动机数值模拟分析

接下来将根据以上模型研究非加力情况下,各尺寸大小分别对单位推力 F_s 、耗油率 S 以及红外辐射强度 IR 的影响。

表4为某轴对称涡扇发动机的一组设计参数及性能参数,其中 Ma_0 为飞行马赫数, h 为飞行高度, π_t 为风扇压比, π_c 为压缩系统总压比, α 为涵道比, T_{i4} 为燃烧室出口温度。由于采用了低压压气机和风扇一体的设计,风扇压比大小与低压压气机大小一致。除此之外,压缩系统总压比的大小为低压压气机压比与高压压气机压比之积。以表4的性能参数作为基准点进行无量纲化,研究非加力情况下发动机安装直二元喷管对性能参数的影响。

选择的尺寸范围如表5所示,分析结果如图8所示。

由图8可知,相较于基准轴对称排气系统,直二元排气系统在非加力情况下具有较低的红外辐射性能,但是会降低发动机的单位推力并提高耗油率。在图8(a)中,当宽高比 $R = 7$ 时,具有较高的总压恢

Table 4 Fiducial values of turbofan engine parameters

Engine parameter	Fiducial value
Ma_0	1.45
h/m	10972.8
π_t	3.8
π_c	20
α	0.4
T_{i4}/K	1777.8
ε_1	0
ε_2	0
$F_s/(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$	705.95
$S/(\text{kg}/(\text{N} \cdot \text{h}))$	0.1122
$IR/(\text{W}/\text{sr})$	8889.19

Table 5 Range of straight two-dimensional nozzle sizes

Dimension size	Maximum	Minimum
R	8.5	2.5
$\alpha_{2D}/(^{\circ})$	45	15
$\beta/(^{\circ})$	15	3

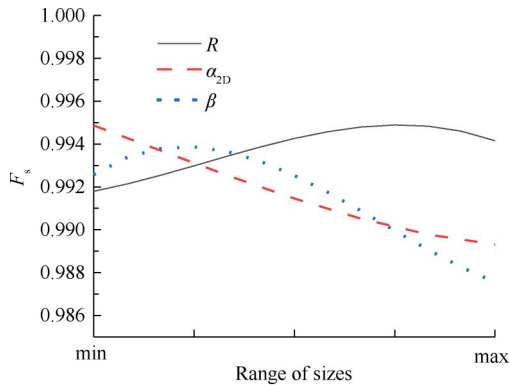
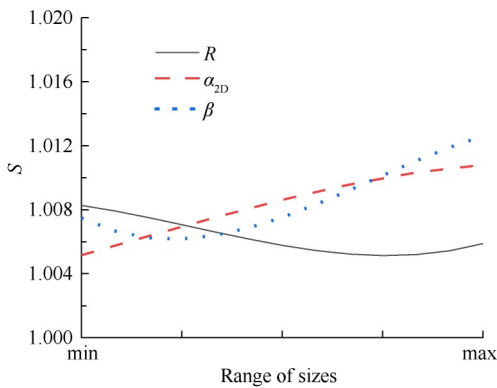
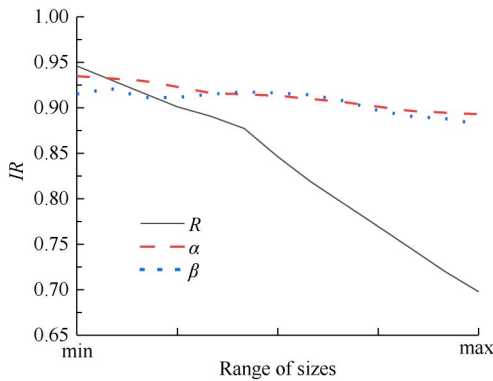
复系数,因此该处的单位推力会出现一个峰值,图8(b)中耗油率也会下降到一个极小点。同理扩张角 β 对应的曲线也存在一个单位推力和耗油率的极值点。在图8(c)中,扩张角 β 对应的曲线出现了两个红外辐射的峰值,第一个峰值是因为总压恢复系数的增加,并由于比例系数 χ_β 的影响导致峰值出现靠前,另一个则是因为在该处的比例系数 χ_β 在该点产生了一个峰值,使红外辐射增强。

3 基于SQP算法的多目标优化

在涡扇发动机设计的初步阶段需要由设计者选择一组设计参数,合适的设计参数可以降低参数修改次数从而简化设计流程。设计参数的选择是一个非线性规划问题,可以通过最速下降法、非线性最小二乘法、序列二次规划等方法求解。其中序列二次规划算法是目前求解非线性约束优化问题的一种最有效的方法。与其他的优化算法相比,它具有收敛性好、边界搜索能力强、计算效率高等优点。通过使用序列二次规划方法,可以在保持整体收敛性的同时得到一组具有超线性收敛性的解。本文进行的设计参数多目标优化是针对设计点处性能参数的优化。

3.1 SQP优化算法的基本原理

与单目标优化不同,多目标优化往往不会使每个目标达到最优,但是会得到一个兼顾所有目标的

(a) Relationship between sizes and F_s (b) Relationship between sizes and S (c) Relationship between sizes and IR **Fig. 8 Relationship between dimension sizes and performance parameters without afterburning**

最优解。在发动机设计参数选择的过程中,很难直接找到一个让人信服的最优点。因此,需要通过优化算法来帮助我们可以在选择的范围中选择出一组最优的设计参数。由于优化结果要同时体现对单位推力、耗油率和红外辐射强度的考虑,故设置目标函数 J 为三者的线性加权和,这样做可以在得到最优解的同时,也可以简化计算。同时,需要对发动机设计参数进行上下限的约束以表示可选范围。涡扇发动机设计参数优化的公式如下式所示

$$\min J = -\omega_1 \frac{F_s}{F_{s_i}} + \omega_2 \frac{S}{S_i} + \omega_3 \frac{IR}{IR_i}$$

$$\text{s.t.} \begin{cases} \pi_{f \min} \leq \pi_f \leq \pi_{f \max}, \pi_{c \min} \leq \pi_c \leq \pi_{c \max}, \\ \alpha_{\min} \leq \alpha \leq \alpha_{\max}, T_{t4 \min} \leq T_{t4} \leq T_{t4 \max}, \\ \varepsilon_{1 \min} \leq \varepsilon_1 \leq \varepsilon_{1 \max}, \varepsilon_{2 \min} \leq \varepsilon_2 \leq \varepsilon_{2 \max}, \\ R_{\min} \leq R \leq R_{\max}, \\ \alpha_{2D \min} \leq \alpha_{2D} \leq \alpha_{2D \max}, \beta_{\min} \leq \beta \leq \beta_{\max} \end{cases} \quad (9)$$

式中 F_s 代表发动机的单位推力, S 代表耗油率, IR 代表红外辐射强度, F_{s_i}, S_i, IR_i 分别代表各性能参数的基准值(通常为优化前的数值),目的是为了将各性能参数无量纲化,以此简化目标函数, $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ 分别代表各性能参数的权重(均为非负值),由于需求高单位推力,故单位推力前需要加一个负号。令 $\mathbf{x}_k = [\pi_f, \pi_c, \dots, \alpha_{2D}, \beta]$ (9个设计参数),对应的18个约束为 $g_i(\mathbf{x}_k)$,目标函数 $f(\mathbf{x}_k) = J$,均为二阶连续可微,则优化问题即可简化成一个典型的带不等式约束的优化问题,如下式所示

$$\min f(\mathbf{x}_k)$$

$$\text{s.t.} \quad g_i(\mathbf{x}_k) \leq 0, i = 1, 2, \dots, 18 \quad (10)$$

利用拉格朗日-牛顿法可以将上述不等式约束问题转化成一个二次规划(QP)问题

$$\min f(\mathbf{x}_k) + \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d} + \frac{1}{2} \mathbf{d}^T \nabla^2 L(\mathbf{x}_k, \boldsymbol{\lambda}_k) \mathbf{d}$$

$$\text{s.t.} \quad \nabla g_i(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d} + g_i(\mathbf{x}_k) \leq 0, i = 1, 2, \dots, 18 \quad (11)$$

式中 $\mathbf{d}$ 为搜索方向,当 $\mathbf{d} = \mathbf{0}$ 时, $\mathbf{x}_k$ 便为该优化问题的K-T点,否则令 $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \mathbf{d}$ 。 $\nabla^2 L(\mathbf{x}_k, \boldsymbol{\lambda}_k)$ 为拉格朗日函数的二阶导数矩阵。因为该导数矩阵的非正定性将会影响算法的稳定性,可以用其近似阵 $\mathbf{B}_k$ 代替 $\nabla^2 L(\mathbf{x}_k, \boldsymbol{\lambda}_k)$,并随着迭代对 $\mathbf{B}_{k+1}$ 进行校正。二次规划中的常数项 $f(\mathbf{x}_k)$ 可以直接删去。下面介绍一下SQP方法的主要步骤:

(1)选取初始可行点 $\mathbf{x}_0 \in \mathbf{R}^8$,初始对称正定矩阵 $\mathbf{B}_0$ 。令 $k=0$;

(2)求解QP问题:

$$\min \nabla f(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d} + \frac{1}{2} \mathbf{d}^T \mathbf{B}_k \mathbf{d}$$

$$\text{s.t.} \quad \nabla g_i(\mathbf{x}_k)^T \mathbf{d} + g_i(\mathbf{x}_k) \leq 0, i = 1, 2, \dots, 18 \quad (12)$$

得到QP问题最优解 $\mathbf{d}_k$;

(3)若 $\mathbf{d}_k = \mathbf{0}$,则算法终止, $\mathbf{x}_k$ 即为原规划问题的K-T点;否则,令 $\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_k + \alpha_k \mathbf{d}_k$ 。 α_k 为迭代步长,是通过以某罚函数作为效益函数的非精确搜索方法得到的;

(4) 修正 B_k , 得到正定的 B_{k+1} , 令 $k=k+1$, 返回步骤(2)。

在上述算法中,若要算法全局收敛,那么矩阵 B_k 则必须要维持正定。本文选取初始对称正定矩阵 B_0 为单位矩阵,并使用 BFGS 公式校正 B_k ,具体方法参考文献[15]。

3.2 带直二元喷管的涡扇发动机多目标优化

根据上述算法原理,接下来就要进行设计参数的多目标优化。选择飞机设计点的马赫数与飞行高度为 $1.45Ma/10.9728km$,同时,由于飞机往往只有在起飞、加速爬升、冲刺脱防等情况下发动机需要开启加力模式,而在这些情况下不需要考虑低红外辐射,即考虑低红外辐射的情况往往是非加力的情况,因此选取的设计点也均是非加力情况下的。在参数设计的时候,并没有考虑发动机具体尺寸以及外部阻力的大小。为了方便非设计点的数据计算,可以预先选择一个空气流量。本文选取空气流量大小为 $90.72kg/s$ 。根据目前小涵道比发动机的结构、冷却效果以及材料技术等因素,限制设计参数范围,例如 $\pi_f, \pi_c, \alpha, T_{t4}$ 等。设计参数的范围选择如表 6 所示。

Table 6 Range of turbofan engine design parameters		
Engine parameter	Maximum	Minimum
π_f	5	3
π_c	30	15
α	0.4	0.3
T_{t4}/K	1777.8	1500.0
ε_1	0.2	0
ε_2	0.2	0
R	6	3
$\alpha_{2D}/(^{\circ})$	45	15
$\beta/(^{\circ})$	15	2

其中,风扇压比与低压压气机压比一致,并且对压缩系统总压比大小进行了限制。同时,为防止燃烧室出口温度过低以及冷却引气过多而导致单位推力不足,对该截面温度和冷却系数进行了最低限制。

在选定限制范围之后,需要选择一组满足优化限制的初始值以开始进行迭代优化,本文选择的迭代初始值,以及其对应的性能参数大小如表 7 所示。

在这个初始设计参数下,若不安装直二元喷管(即安装轴对称喷管),则初始点的单位推力大小为 $568.57N \cdot s/kg$,耗油率为 $0.1068kg/(N \cdot h)$,红外辐射强

Table 7 Initial value of turbofan engine	
Engine parameter	Initial value
π_f	4
π_c	24
α	0.40
T_{t4}/K	1777.8
ε_1	0.10
ε_2	0.10
R	5
$\alpha_{2D}/(^{\circ})$	25
$\beta/(^{\circ})$	10
$F_s/(N \cdot s/kg)$	563.82
$S/(kg/(N \cdot h))$	0.1077
$IR/(W/sr)$	4268.82

度为 $4954.73W/sr$ 。与不带直二元喷管的情况相比,安装了直二元喷管的涡扇发动机单位推力降低了 0.8%,耗油率上升了 0.8%,红外辐射降低了 13.8%,由此可以看出,带直二元喷管的发动机具有比较好的红外隐身效果。

4 优化结果

4.1 设计点优化结果

将表 7 中设计参数的初始值带入 SQP 方法中进行优化求解。分别设置四组不同的权重来进行高单位推力、低油耗、低红外辐射的单目标优化以及兼顾三者的多目标优化。多目标优化中,单位推力、耗油率和红外辐射的权重分别设置为 0.5, 0.2 和 0.3。优化结果与算法迭代次数的关系如图 9 所示。

图 9 中各个曲线分别代表了不同性能参数权重下的优化情况。迭代分析结果表明,以高单位推力为单目标的优化在结束前的每一步迭代中,其单位推力一直在增大,优化效果显著。以低耗油率和低红外的单目标优化也同样在迭代中得到比之前更优的情况。然而,高单位推力往往会伴随着高的耗油率和红外辐射强度,低油耗和低红外情况下单位推力下降过于明显。而在兼顾三者的多目标优化结果中,虽然单位推力不及高单位推力单目标优化结果,但是其耗油率以及红外辐射强度相较于高单位推力有明显的下降。同时,其单位推力不至于与低油耗和低红外一致过分降低。由目标函数迭代图 9(d)可以得出,不论是单目标还是多目标优化,目标函数的初始迭代速度较快,可以快速接近最优点,并且函数大小一直在变小,说明算法具有很好的收敛性,优化

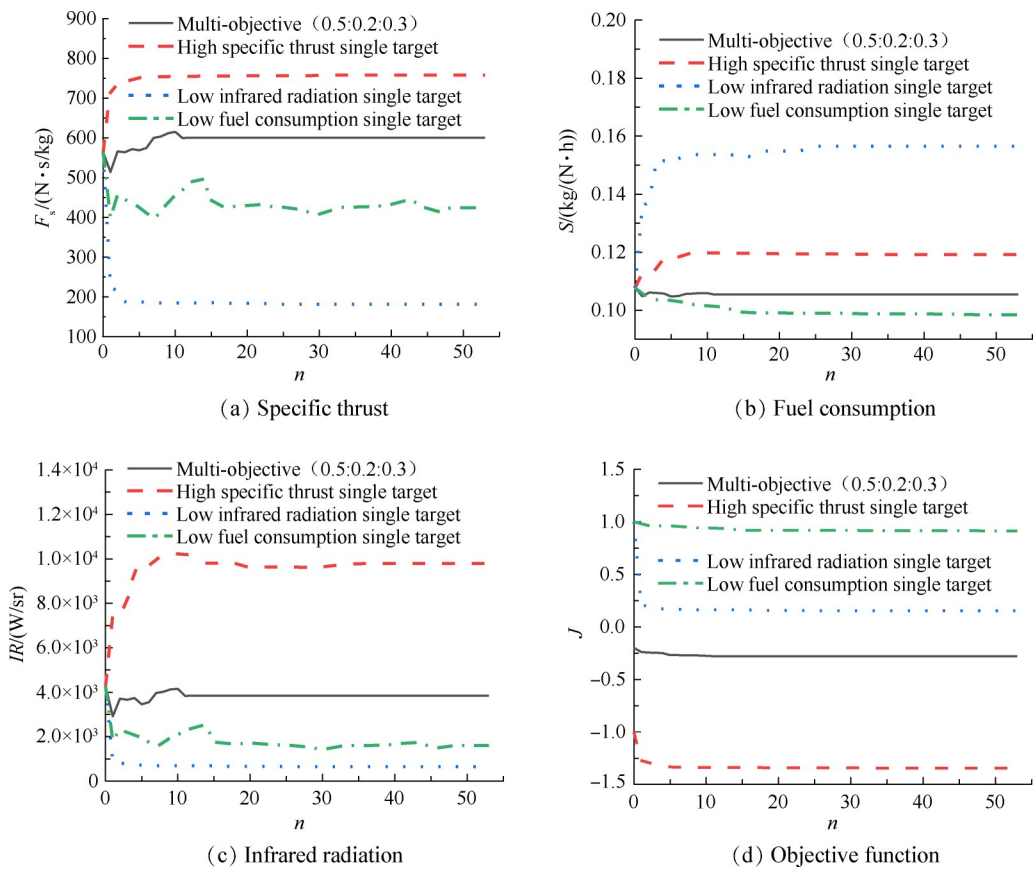


Fig. 9 Performance parameters of straight two-dimensional nozzle iteration diagram

的结果正确可靠。带直二元喷管的发动机多目标优化后的设计参数大小如表 8 所示。

与带直二元喷管发动机的初始点相比,在多目标优化后,单位推力上升了 6.5%,耗油率下降了 2.1%,红外辐射强度下降了 9.9%,优化结果较好。同时,与无红外抑制措施的涡扇发动机相比,单位推力上升了 5.6%,耗油率下降了 1.3%,红外辐射强度下降了 22.4%。以表 8 的设计参数建立 1 号发动机模型,接下来可以改变不同性能参数的权重,以求得满足不同情况的发动机设计参数。

在表 9 中,2 号发动机各性能参数的权重分别为 0.8,0 和 0.2,3 号发动机各性能参数的权重分别为 0.5,0 和 0.5。相较于 1 号发动机,2 号发动机降低了耗油率和红外辐射的权重并增大了单位推力的权重,优化结果显示单位推力,耗油率和红外辐射都得到了一定的上升,3 号发动机降低了耗油率的权重并增大了红外辐射的权重,优化结果显示单位推力,耗油率和红外辐射的大小都下降了。通过选择不同性能参数的权重,可以在发动机推力和耗油率满足标书的同时,得到红外性能最优的设计参数,为发动机设计点的选择提供参考。

Table 8 Optimization result of turbofan engine with straight two-dimensional nozzle

Engine parameter	Final value
π_f	4.38
π_c	30.00
α	0.30
T_{14}/K	1761.0
ε_1	0.165
ε_2	0.000
R	6.00
$\alpha_{2D}/(^{\circ})$	25.02
$\beta/(^{\circ})$	9.89
$F_s/(N \cdot s/kg)$	600.23
$S/(kg/(N \cdot h))$	0.1054
$IR/(W/sr)$	3845.28

4.2 非设计点优化结果

由于发动机往往不仅只在设计点工作,因此在得到设计点的设计参数之后,需要将其应用于不同任务段中,以探求其在非设计点情况下性能参数的变化。基于不带直二元喷管,以及表 7,8 中的发动机设计点模型,分别计算与分析非设计点状态下的性能参数。选取的非设计点有:

Table 9 Optimization result under different weights

Engine parameter	No.2	No.3
π_t	4.58	3.00
π_c	30.00	30.00
α	0.30	0.30
T_{t4}/K	1777.8	1564.3
ε_1	0.000	0.200
ε_2	0.000	0.000
R	5.38	6.00
$\alpha_{2D}/(^{\circ})$	25.01	45.00
$\beta/(^{\circ})$	9.98	2.00
$F_s/(N \cdot s/kg)$	707.29	454.67
$S/(kg/(N \cdot h))$	0.1096	0.1007
$IR/(W/sr)$	6261.34	1712.67

(1)起飞,此时高度为 609.6m,飞行马赫数为 0.1,开启加力燃烧;

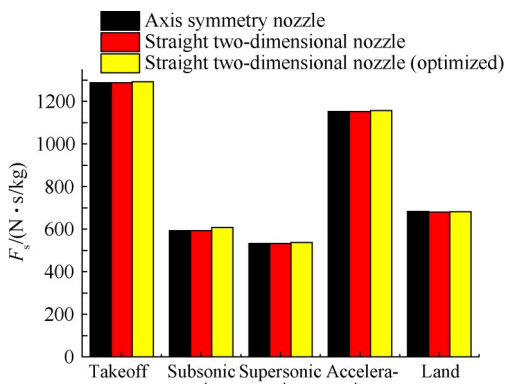
(2)亚声速巡航,此时高度为 12823.6m,飞行马赫数为 0.9,不开启加力燃烧;

(3)超声速巡航,此时高度为 9144m,飞行马赫数为 1.5,不开启加力燃烧;

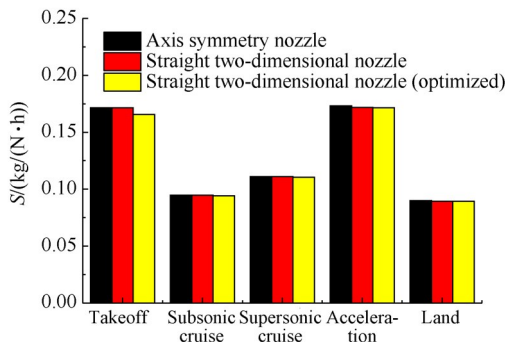
(4)水平加速,此时高度为 9144m,飞行马赫数为 1.4,开启加力燃烧;

(5)降落,此时高度为 3048m,飞行马赫数为 0.4,不开启加力燃烧。

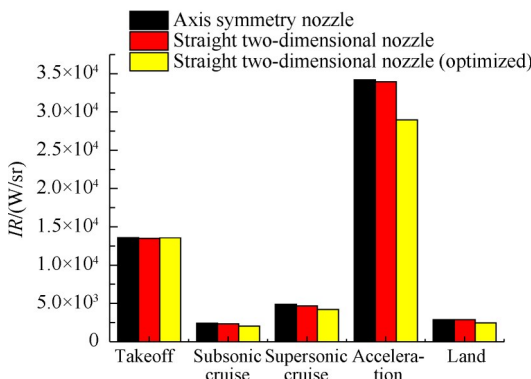
计算的结果如图 10 所示。图 10 中,将基准轴对称涡扇发动机、带直二元喷管的涡扇发动机以及设计参数优化后的带直二元喷管的涡扇发动机进行了非设计点性能参数对比。与基准轴对称发动机相比,带直二元喷管的发动机各任务段下单位推力和耗油率无明显变化,红外辐射略微下降。与优化前带直二元喷管的发动机相比,优化后的发动机耗油率和红外辐射强度略微下降,单位推力略微上升。尤其是在水平加速阶段,红外辐射降低了 11.8%。综合结果分析,带直二元喷管的发动机若不通过优化,其在各非设计点中的红外抑制效果并不如设计点明显。通过算法优化后的发动机的红外抑制效果在高红外任务段下较为明显。在实际应用中,发动机的需求会随着任务段的变化而改变。例如在巡航状态下,发动机的耗油率以及红外隐身性能较为重要,而在起飞和加速状态下,发动机则需要更加高的推力。由此可以看出,通过算法优化后的带直二元喷管的涡扇发动机具有更加好的性能。



(a) Specific thrust contrast diagram



(b) Fuel consumption contrast diagram



(c) Infrared radiation contrast diagram

Fig. 10 Off-design point performance comparison diagram

5 结 论

本文以带直二元喷管的涡扇发动机的设计参数选择为例,利用 SQP 算法对其进行多目标优化,得到了以下结论:

(1)建立了带直二元喷管的涡扇发动机模型,分析了直二元异形排气系统的尺寸大小对发动机单位推力、耗油率和红外辐射的影响,相较于轴对称排气系统,随着其宽高比、收敛角和扩张角的增加,可以降低 10%~30% 红外辐射强度,并且仅损失不到 2% 的单位推力,增加不到 2% 的耗油率。

(2)利用 SQP 算法进行了对带直二元喷管的发动

机总体性能的优化计算。在使用直二元喷管的发动机中,通过改变设计参数的大小可以使单位推力增加 6.5% 的同时,降低 9.9% 的红外辐射。并且选择不同性能参数的权重可以得到不同的优化结果。

(3)利用 SQP 算法优化后的发动机在其非设计点仍具有高单位推力、低油耗和低红外辐射强度的优点,但是并没有其在设计点表现得明显。因此,选取合适的设计点(飞行状态)对设计参数的优化十分关键。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

参考文献

- [1] Baranwal N, Mahulikar S P. Infrared Signature of Aircraft Engine with Choked Converging Nozzle[J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2016, 30(4): 1-9.
- [2] Xiang Gao, QingZhen Yang, Hong Zhou, et al. Numerical Simulation on the Infrared Radiation Characteristics of S-Shaped Nozzles[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 482: 282-286.
- [3] Hao Wang, Xia Wang, Li Liu, et al. Natural Scene Temperature Field Calculation and Infrared Radiation Simulation Based on OptiX[J]. *Optical Engineering*, 2015, 54(7).
- [4] 刘 洋,林一楠. 激光与红外隐身技术的发展[J]. 舰船电子工程, 2011, 31(6): 19-23.
- [5] Driscoll J F. Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion[J]. *Combustion and Flame*, 1986, 66(1).
- [6] 任利锋,邵万仁,徐 速,等. 航空发动机排气系统红外辐射特性数值研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(4): 19-24.
- [7] 高 翔. 飞行器/排气系统红外辐射及电磁散射特性数值研究[D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [8] 黄 伟,吉洪湖,斯 仁,等. 降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J]. 推进技术, 2011, 32(4): 550-556. (HUANG wei, JI Hong-hu, SI Ren, et al. Investigation of Infrared Suppression of Exhaust System Reducing Surface Temperature and Emissivity[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(4): 550-556.)
- [9] 施小娟. 二元排气系统气动与红外特性影响因素及型面优化研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [10] 王永明,卫 刚,兰发祥,等. 航空发动机设计体系的建设与发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 1-7.
- [11] 徐植桂,张海波. 基于 MRR-LSSVR 的发动机循环参数优化设计方法[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 48-56.
- [12] Jack D Mattingly, William H Heiser, David T Pratt. Aircraft Engine Design[M]. USA: AIAA Education Series, 2002.
- [13] Smith K L. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets[J]. *The Aeronautical Journal*, 2017, 121: 282-283.
- [14] 王宜举,修乃华. 非线性最优化理论与方法[M]. 北京:科学出版社, 2019.
- [15] 赖炎连,贺国平. 最优化方法[M]. 北京:清华大学出版社, 2008.
- [16] Wilson R B. A Simplicial Algorithm for Concave Programming[D]. Cambridge: Harvard University, 1963.
- [17] Han S P. Superlinearly Convergent Variable Metric Algorithms for General Nonlinear Programming Problems[J]. *Mathematical Programming*, 1976, 11(1): 263-282.
- [18] Powell M J D. A Fast Algorithm for Nonlinearly Constrained Optimization Calculations [J]. *Mathematical Programming*, 1978, 45(3): 547-566.
- [19] 何黎明,樊 丁. 利用 SQP 控制涡扇发动机加速过程的多目标最优化研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 179-181.
- [20] 陈光明,樊 丁. SQP 方法在航空发动机加速过程控制中的应用研究[C]. 西安:中国航空学会航空动力自动控制专业学术会议, 1998.
- [21] 孙丰诚,孙健国. 基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制[J]. 航空动力学报, 2005, 20(5): 862-867.
- [22] 李 翔,杨青真,陈立海,等. 航空发动机排气喷管红外辐射特征数值研究[J]. 航空工程进展, 2013, 4(1): 126-133.

(编辑:梅 瑛)