

基于飞/发性能一体化快速迭代的循环参数匹配

曹铭栋, 王 昭, 高靖俞, 樊 巍, 刘 兵
(中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘要: 针对 150 kN 级大涵道比涡扇发动机总体性能参数匹配设计问题, 以 A340-300 飞机对发动机的任务需求为例, 采用基于飞/发性能一体化快速迭代优化方法, 将飞机/发动机一体化设计与发动机总体性能优化设计进行耦合迭代, 对多约束条件下的大涵道比涡扇发动机总体性能方案进行优化设计。结果表明: 在保证发动机满足飞机任务需求和任务载荷要求, 以及发动机尺寸、质量、污染排放要求等约束条件下, 飞机的最大起飞质量较初始方案减轻约 14.33%, 较 A340-300 飞机的最大起飞质量减轻约 8%~9%; 燃油消耗量较初始方案减少约 20.6%; 在保证发动机与飞机良好匹配性的前提下, 通过飞发优化迭代使发动机和飞机的设计难度都有一定程度地降低。采用的研究思路与方法合理、可行, 具有工程实用价值。

关键词: 大涵道比涡扇发动机; 飞/发性能一体化; 快速迭代; 耦合迭代; 总体性能参数; 优化

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.005

Cycle Parameters Matching Design Based on Fast Iterative Aircraft/Engine Performance Integration

CAO Ming-dong, WANG Zhao, GAO Jing-yu, FAN Wei, LIU Bing
(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: Aiming at the overall performance parameters matching design for a 150kN class high bypass ratio turbofan engine, taking the mission requirements of A340-300 aircraft as an example, a fast iterative optimization method based on aircraft/engine performance integration is adopted to couple and iterate the aircraft/engine integration design and engine overall performance design, thus to optimize the design of the overall performance scheme for high bypass ratio turbofan engine with multiple constraints. The results show that when the engines meet the mission and payload requirements of the aircraft, as well as constraints in terms of size, weight, and emission, the maximum take-off weight of the aircraft is reduced by 14.33%, and about 8%~9% lower compared with the actual maximum take-off weight of A340-300 aircraft; the fuel consumption is about 20.6% lower than that of the original scheme. On the premise of ensuring a good match between the engine and the aircraft, the design difficulty of both the engine and the aircraft is reduced to a certain extent through iterative optimization of the aircraft/engine integration. The ideas and methods are reasonable, feasible, and have practical engineering value.

Key words: high bypass turbofan engine; aircraft/engine performance integration; fast iteration; coupled iteration; overall performance parameter; optimization

0 引言

民用航空业正在朝着低油耗、低排放、高经济性的绿色航空方向发展。发动机耗油率不断降低和污染排放物指标的日趋严格, 使民用飞机发动机市场竞争日趋激烈。传统的发动机总体性能设计是在飞机设计单位提出的具体技术指标上开展相应的总体性能参数匹配。Torella 等^[1-2]在发动机性能指标参数一定的前提下, 采用优化算法对发动机循环参数进

行优化, 但未考虑优化后性能对整个飞机系统的影响; Ghenaïet 等^[3-4]采用了飞/发一体化的方法对发动机性能指标参数进行分析, 并根据指标对发动机性能参数进行优选, 但未充分考虑发动机质量、进口直径等约束条件, 从而使发动机方案存在偏离实际运用的可能性。中国的发动机设计与飞机设计相对独立, 虽然飞机设计方与发动机设计方在不同设计阶段开展了项目协调工作, 但双方主要通过飞/发协调确定各自的技术状态, 且技术条件的传递是以划界面、提指标

收稿日期: 2022-10-07 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 曹铭栋(1985), 男, 博士, 研究员。

引用格式: 曹铭栋, 王昭, 高靖俞, 等. 基于飞/发性能一体化快速迭代的循环参数匹配[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 35-43. CAO Mingdong, WANG Zhao, GAO Jingyu, et al. Cycle parameters matching design based on fast iterative aircraft/engine performance integration[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 35-43.

的方式开展,并没有从整个飞/发系统最优的角度开展设计工作,造成飞发双方各自设计留有的裕度过大,飞/发设计成本和难度增加,飞/发之间未能实现最优匹配。由于传统设计方法设计效率低、设计难度大,飞/发无法实现最优匹配,从而不利于飞机与发动机制造商迅速占领快速增长的民用航空市场。因此,为提升发动机的设计效率,实现飞/发之间良好匹配,需要建立一种基于飞/发性能一体化快速迭代优化方法的航空发动机循环参数匹配模型。该模型一方面将发动机总体性能设计与飞机性能、发动机质量、尺寸等方面相结合,进而对发动机进行综合权衡设计,另一方面又采用现代优化算法对发动机相关参数和方案进行优选,以提高发动机总体性能设计的精度与速度。

本文针对150 kN级大涵道比涡扇发动机总体性能参数匹配设计问题,采用基于飞/发性能一体化快速迭代优化方法对多约束条件下的大涵道比涡扇发动机总体性能方案进行优化设计。

1 研究思路

基于飞/发性能一体化快速迭代优化方法,在满足飞机任务指标需求的前提下,对发动机循环参数进行匹配寻优。因此,在进行优化匹配时:一方面,必须以飞机的实际任务需求为牵引,在优化过程中使发动机方案与飞机任务需求不断进行迭代,最终实现发动机与飞机良好匹配;另一方面,必须在考虑发动机质量、尺寸、污染排放、空气系统、材料温度限制等多种影响因素的前提下,对发动机循环参数进行优选,研究流程如图1所示。

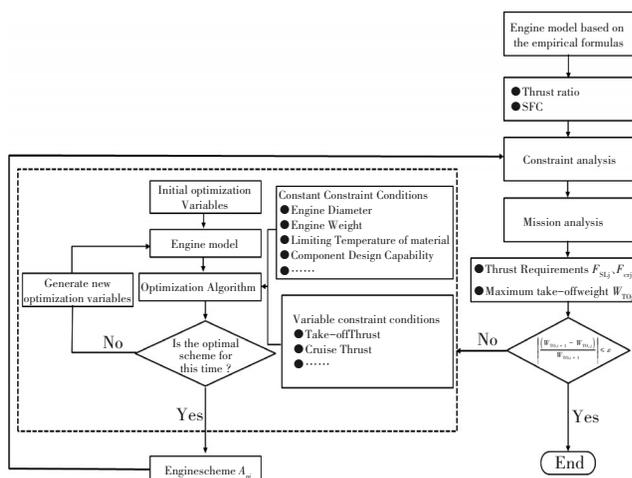


图1 飞/发性能一体化快速迭代研究流程

从图中可见,基于飞/发性能一体化快速迭代的循环参数匹配主要包括了发动机参数匹配优化部分(虚线框内)和飞/发性能一体化耦合迭代部分(虚线框外)。飞/发性能一体化耦合迭代部分具体过程如下。

(1)采用使用较为广泛的大涵道比涡扇发动机推力和耗油率经验公式对发动机安装推力和安装耗油率进行估算^[6],再根据约束分析和任务分析得到最大起飞质量 $W_{TO,0}$ 、最大起飞推力 $F_{SL,0}$ 、巡航推力 $F_{cr,0}$ 的初始值,并将该初始值代入发动机总体性能方案优化中,得到此时最优的发动机总体性能方案 $A_{p,0}$ 。

(2)将第 i 次优化得到的发动机总体性能方案 $A_{p,i}$ 代入到约束分析和任务分析中,由此确定第 $i+1$ 次的最大起飞质量 $W_{TO,i+1}$ 、最大起飞推力 $F_{SL,i+1}$ 、巡航推力 $F_{cr,i+1}$ 。

(3)将第 $i+1$ 次计算得到的最大起飞质量 $W_{TO,i+1}$ 与上一次计算得到的最大起飞质量 $W_{TO,i}$ 进行比较,若 $|(W_{TO,i+1}-W_{TO,i})/W_{TO,i}|$ 小于设定的迭代精度 ε ,则完成迭代,否则将第 $i+1$ 次计算得到最大起飞推力 $F_{SL,i+1}$ 和巡航推力 $F_{cr,i+1}$ 作为约束条件,通过优化设计方法计算第 $i+1$ 次最优的发动机总体性能方案 $A_{p,i+1}$,重复以上迭代过程。直至 $|(W_{TO,i+1}-W_{TO,i})/W_{TO,i}|$ 小于设定的迭代精度 ε 。

发动机总体性能参数优化匹配设计的具体流程如下。

(1)在待优化变量的取值范围内,随机生成 n 组优化变量集合,每组优化变量集合包含 m 个优化变量;

(2)将 n 组优化变量带入到发动机性能计算模型中,对发动机设计点、起飞、巡航等工况点进行计算,得到 n 个对应的发动机总体性能方案;

(3)结合约束条件采用差分进化优化算法对第2步中生成的 n 个发动机总体性能方案进行优选^[7],若寻找到最优的方案,则将方案传递到飞/发性能一体化耦合迭代模型中(图1中虚线框外部分);若未寻找到最优解,则通过优化算法重新生成新的优化变量,继续进行优化。

2 方法建模

2.1 发动机性能设计需求分析模型

以A340-300飞机为装机对象,该型飞机为双通

道 4 发远程大型飞机,原配装的发动机为推力为 150 kN 级的 CFM56-5C4 发动机。A340-300 飞机主要参数见表 1。

为了对 A340-300 飞机所需的发动机性能需求开展分析,需要运用 Mattingly 等^[6]提出的约束分析与任务分析模型开展相关分析研究。在约束分析与任务分析模型中,还需要飞机的升阻特性模型,以获取 A340-300 飞机的相关升阻特性。采用 Savad 等^[8-9]在民用飞机升阻特性计算中的升阻特性计算方法对 A340-300 飞机的升阻特性进行了计算,在不同攻角下,A340-300 飞机在起飞、巡航状态下的升阻系数如图 2、3 所示。

表 1 A340-300 飞机主要参数^[8]

Parameter	Value
Takeoff Weight/kg	271000~275000
Aircraft Empty Weight/kg	129000
Zero Fuel Weight/kg	178000
Maximum Range/km	13500
Payload/kg	43500
Passengers	313

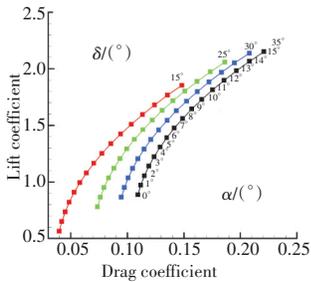


图 2 A340-300 飞机在起飞状态下的升阻系数 ($\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$)

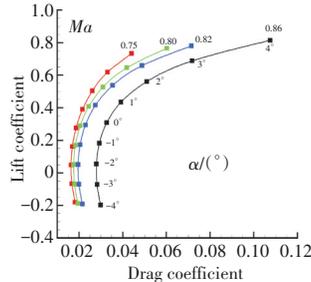


图 3 A340-300 飞机在巡航状态下的升阻系数 ($\alpha=-4^\circ\sim 4^\circ$)

在得到 A340-300 飞机的升阻特性后,建立飞机的约束分析模型的飞行力学主控方程为

$$[F - (D + R)]V = W \left(\frac{dh}{dt} + \frac{d}{dt} \left(\frac{V^2}{2g_0} \right) \right) \quad (1)$$

式中: F 为推力; D 为阻力; R 为附加阻力; V 为飞行速度; W 为重力; h 为飞行高度; t 为时间; g_0 为重力加速度; dh/dt 为爬升率; $(V^2/g_0)/dt$ 为加速度。

A340-300 飞机典型任务航段的约束分析参数见表 2。表中, β 为质量比; h 为飞行高度; S_{TO} 为起飞距离; t_R 为抬轮时间; C_{Lmax} 为最大升力系数; V 为飞行速度; Δt 为航段时间; Ma 为马赫数; S_L 为着陆距离; K_{TD} 为安全系数; μ 为着陆时滑行的摩擦系数。根据表 2 开展飞机约束分析,计算不同任务航段下飞机的起飞推重比与机翼载荷的可行域,约束分析结果如图 4 所示。

表 2 约束分析参数

Segment	Performance requirement
Takeoff	$\beta = 1.0, h = 0 \text{ m}, S_{TO} = 2500 \text{ m}, t_R = 3 \text{ s}, C_{Lmax} = 2.30$
Constant Speed Climb	$\beta = 0.998, h = 0\sim 480 \text{ m}, V = 350 \text{ km/s}, \Delta t = 60 \text{ s}$
Horizontal Acceleration	$\beta = 0.996, h = 480 \text{ m}, Ma = 0.32\sim 0.40, \Delta t = 24 \text{ s}$
Acceleration and Climb	$\beta = 0.979, h = 480\sim 10668 \text{ m}, Ma = 0.40\sim 0.80, \Delta t = 1575 \text{ s}$
Cruise	$\beta = 0.95, h = 10668 \text{ m}, Ma = 0.80$
Landing	$\beta = 0.775, h = 0 \text{ m}, S_L = 800 \text{ m}, k_{TD} = 1.2, \mu = 0.30, C_{Lmax} = 2.30$

从图中可见,在约束分析求解域中,以“低推重比、高机翼载荷”的选取原则^[6]选取飞机的起飞推重比为 0.238、机翼载荷为 7154 N/m²。

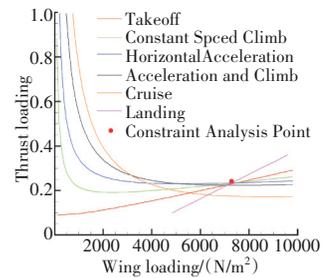


图 4 约束分析结果

利用式(2)、(3)分别建立飞机在加速、爬升状态下和巡航、盘旋、暖机以及起飞抬轮状态下的任务分析模型。

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp \left\{ - \frac{S_{FC}}{V(1-u)} \Delta \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right\} \quad (2)$$

式中: W_f 为航段的最终质量; W_i 为航段的起始质量; S_{FC} 为发动机的耗油率; u 为飞机阻力与推力之比。

$$\frac{W_f}{W_i} = \exp \left\{ - S_{FC} \left(\frac{D + R}{W} \right) \Delta t \right\} \quad (3)$$

任务分析参数见表 3。表中, K_{TO} 为起飞安全系数; Δs 为巡航距离; N 为飞行盘旋时的盘旋圈数。全

表 3 任务分析参数

Segment	Performance requirement
Warm Up	$h = 0 \text{ m}, \Delta t = 300 \text{ s}$
Takeoff Acceleration	$h = 0 \text{ m}, K_{TO} = 1.2, \mu = 0.03, C_{Lmax} = 2.2$
Takeoff Rotation	$h = 0 \text{ m}, K_{TO} = 1.2, \Delta t_R = 3 \text{ s}, C_{Lmax} = 2.2$
Constant Speed Climb	$h = 0\sim 480 \text{ m}, V = 350 \text{ km/s}$
Horizontal Acceleration	$h = 480 \text{ m}, Ma = 0.32\sim 0.40$
Acceleration and Climb	$h = 480\sim 10668 \text{ m}, Ma = 0.40\sim 0.80$
Cruise	$h = 10668 \text{ m}, Ma = 0.80, \Delta s = 13000 \text{ km}$
Constant Speed Turn	$h = 3000 \text{ m}, Ma = 0.525, n = 1.1, N = 3$

系数采用约束分析得到的机翼载荷和推重比结合表3初步估算A340-300飞机的最大起飞质量、起飞推力和各任务航段上的燃油消耗量,任务分析结果和主要结果参数见表4、5。初步估算飞机的最大起飞质量为291751 kg,起飞总推力需求为680.47 kN,巡航总推力需求为135.49 kN,机翼面积约为400 m²,燃油消耗量为114859 kg。

表4 任务分析结果

Segment	Weight Fraction	Fuel/kg	Range/km
Warm Up	1.0000	214.676	0
Takeoff Acceleration	0.9993	471.383	1.90
Takeoff Rotation	0.9976	28.978	0.27
Constant Speed Climb	0.9975	534.559	4.63
Horizontal Acceleration	0.9957	222.292	2.01
Acceleration and Climb	0.9950	10975.4	504.96
Cruise	0.9573	100822	13000
Constant Speed Turn	0.6118	1590.07	124.93

2.2 发动机质量估算模型

质量是发动机设计中的一项重要技术指标。由于在发动机总体方案设计初期,部件、系统等方案还未完全确定,还不能给出准确的质量。但经过对大量现役民用飞机发动机质量数据进行统计分析,发动机质量与起飞状态下的发动机总增压比 π_{OPR} 、风扇进口

空气物理流量 \dot{W}_0 、涵道比 B_{pr} 、起飞推力 F_{SL} 之间存在一定相关性^[10]。因此,在发动机总体性能参数匹配设计中,可运用式(4)对发动机质量进行初步估算。

$$W_E = 10 \frac{\pi_{OPR}^{0.25} \dot{W}_0}{1 + B_{pr}} + 0.01223 F_{SL} \left[1 - (1 + 0.75 B_{pr})^{-0.5} \right] \quad (4)$$

式中: W_E 为发动机质量。

2.3 发动机进气道喉部直径计算模型

发动机的经济性由发动机耗油率决定。从发动机循环参数分析,提高涵道比能有效地降低发动机耗油率,但会带来单位推力下降的负面影响。在保证发动机推力需求的前提下,需要增加物理流量,但由此会引起迎风面积增大,发动机安装损失增加。因此,在增加发动机涵道比时,还需要引入进气道喉部直径

作为约束条件,使发动机进口空气流量限制在合理范围内。采用进气道喉部直径计算方法对进气道喉部直径进行计算^[11]

$$d_{th} = \left(\frac{4}{\pi} \frac{(\dot{W}_{0,cor})_{max} \sqrt{T_{s,SL}}}{P_{s,SL}} \times \frac{1}{Kq(\lambda)} \right)^{1/2} \quad (5)$$

式中: d_{th} 为进气道喉部直径; $T_{s,SL}$ 为海平面条件下的大气环境温度; $P_{s,SL}$ 为海平面条件下的大气环境压力; $(\dot{W}_{0,cor})_{max}$ 为发动机的最大换算流量; $q(\lambda)$ 为流量函数; λ 为速度因数, K 为常数0.0404。

在实际工程运用中,进气道喉部马赫数达到0.8时往往会在皮托管进气道内的局部位置产生激波造成总压损失增加。因此,需要将进气道喉部马赫数控制在0.8以下。此时的流量函数 $q(\lambda)$ 对应为马赫数为0.8时的流量函数。

2.4 空气系统与功率提取模型

空气系统的流量分配和飞机对发动机的功率提取量将影响发动机的推力和耗油率等性能参数。因此,在发动机总体性能参数匹配中还需要考虑上述2方面的影响。空气系统与功率提取模型的主要设计准则如下^[12]:

(1)高、低压涡轮用于封严和盘冷却的引气量分别为每个盘面0.5%和0.25%。

(2)增压级后的放气量在设计点计算过程中不考虑。

(3)飞机引气量按每位乘客需要的绝对引气量0.01 kg/s进行考虑。

(4)高低压涡轮导向器、转子叶片的冷却引气量可以由每一级导叶或转子进口的温度 t_{NGV} 结合现有的材料设计水平初步估计得到。其中,进口的温度 $T_{SOT,i}$ 与引气量之间的关系为

$$\begin{cases} \xi_{i,NGV} = t_{NGV} T_{SOT,i} + k_{NGV} \\ \xi_{i,blade} = k_{blade} T_{SOT,i} + t_{blade} \end{cases} \quad (6)$$

式中: $\xi_{i,NGV}$ 为冷却涡轮导向器的冷气量; $\xi_{i,blade}$ 为冷却涡轮转子的冷气量;下标 i 表示涡轮的第 i 级; t_{NGV} 为冷却涡轮的技术水平,其取值范围为(1/60, 1/55),其值越小所需的引气量越少,本文取 $t_{blade}=6/175$; k_{blade} 为转子叶片的技术水平,其取值范围为(-324/7, -300/7),其值越小所需的引气量越少,本文取 $k_{NGV}=-20$ 。

(5)发动机的功率提取量可以根据每单位飞机起

飞质量提取 0.001 kW 确定^[13]。

2.5 污染排放物模型

单位起飞推力污染排放量为

$$D_p/F_{SL} = \sum_{i=1}^4 t_i \cdot W_{F,i} \cdot E_{1,i}/F_{SL} \quad (7)$$

式中: D_p 为发动机地面静止条件下, 发动机油门杆位置在最大起飞(100% 推力节流)、最大爬升(85% 推力节流)、进近(30% 推力节流)、慢车(7% 推力节流)4 种状态下的排放量的总和; F_{SL} 为最大起飞推力; D_p/F_{SL} 为每单位起飞推力下的排放量; t_i 为最大起飞(0.7 min)、最大爬升(2.2 min)、进近(4 min)、慢车(22 min)4 种状态的运转时间; $W_{F,i}$ 为上述 4 种状态对应的燃油流量; $E_{1,i}$ 为排放指数, 表示单位燃油流量下的污染排放量, 计算方法为^[14]

$$\begin{cases} E_{1,NO_x} = 32 \times \left(\frac{P_3}{2965}\right)^{0.4} e^{\left(\frac{T_3 - 826}{194} + \frac{6.29 - 100 \cdot w_{ar}}{53.2}\right)} & \text{常规燃烧室} \\ E_{1,NO_x} = 23 \times \left(\frac{P_3}{2965}\right)^{0.4} e^{\left(\frac{T_3 - 826}{194} + \frac{6.29 - 100 \cdot w_{ar}}{53.2}\right)} & \text{双环形燃烧室} \end{cases} \quad (8)$$

式中: E_{1,NO_x} 为氮氧化合物的排放指数; P_3 燃烧室进口总压; T_3 为燃烧室进口总温; w_{ar} 为空气的比湿度, 为空气中水蒸气与干空气的质量比。

2.6 优化算法

传统的基于导数和梯度方法的优化方法并不适用于多变量、多约束、非线性的航空发动机问题, 必须采用现代优化算法对其优化。在现阶段优化算法中, 由遗传算法发展而来的差分进化算法在算法结构上更加简单^[15-16], 计算精度和鲁棒性也得到大幅提升, 在航空发动机优化设计领域越来越受到青睐。因此, 选择 3 次变异差分进化算法作为发动机优化设计的优化算法^[7]。该算法是针对发动机多学科优化的特点, 在基本差分进化算法的基础上采用了基于种群熵的种群初始化、精英保留、罚函数改进以及增加高斯变异等适应性的改进方法^[17]。该算法全局搜索能力更强且优化效率高, 非常适合对约束条件下的发动机循环参数进行优化。

3 算例分析

3.1 约束条件

根据上述分析, 在对发动机参数匹配优化时, 将选择随飞/发耦合迭代发生变化的发动机起飞推力、

巡航推力作为变约束条件, 进气道喉部直径、发动机质量、高压压气机出口温度、燃烧室出口温度、低压涡轮未冷却温度、高低压涡轮膨胀比以及 NO_x 排放量作为定约束条件。各约束条件见表 6。其中, 发动机推力需求由上一次优化后的发动机方案与约束分析和任务分析模型迭代求解得到。由于约束和任务分析模型中的推力为发动机安装推力, 因此为了保证发动机推力有一定裕度, 需要对安装推力进行一定程度的放大而获得非安装推力。民用飞机较为常用的皮托管进气道的总压恢复系数特性和溢流阻力特性如图 5、6 所示(图中 A_0 为来流远方进气自由流管的面积, A_c 为进气道捕获面积)。从图中可见, 在考虑进气道总压损失和溢流阻力损失的前提下, 发动机的安装损失约为 2%。由于在发动机总体性能方案设计初期, 进气道结构参数不易确定, 而进气道特性又与进气道结构参数密切相关, 因此, 参考图 5、6 的进气道损失, 在安装推力上放大 2% 得到发动机非安装推力。

表 6 约束条件

Parameter	Value
Takeoff Thrust in i^{th} Loop Iteration/kN	$\geq F_{SL,i}$
Cruise Thrust in i^{th} Loop Iteration/kN	$\geq F_{Cr,i}$
Combustor Exit Temperature/K	≤ 1800
HPC Exit Temperature/K	≤ 850
Un-cooled LPT Inlet Temperature/K	≤ 1250
HPT Temperature Expansion Ratio	≥ 0.73
LPT Temperature Expansion Ratio	≥ 0.60
Inlet Throat Diameter/m	≤ 1.80
Engine Weight/kg	≤ 2600
$D_p/F_{SL}/(\text{g/kN})$	CAPE/8

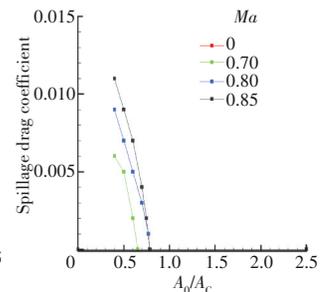
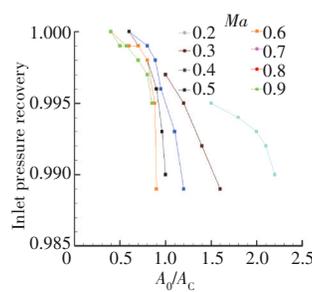


图 5 进气道总压恢复系数特性^[18] 图 6 进气道溢流阻力特性^[18]

对于 NO_x 排放量的限制值采用 CAPE/8 标准, 其限制值按 CAPE/8 标准拟合的式(9)计算, 燃烧室采用排放量较低的双环形燃烧室。

$$D_V/F_{SL} = \begin{cases} 1.05 * \pi_{OPR, SL} + 14.5 & \pi_{OPR, SL} \leq 30 \\ 1.95 * \pi_{OPR, SL} - 12.5 & \pi_{OPR, SL} > 30 \end{cases} \quad (9)$$

式中： $\pi_{OPR, SL}$ 起飞状态下发动机的总增压比。

3.2 优化变量

对于民用涡扇发动机而言,在方案设计阶段需要进行优化的匹配参数主要有总增压比、涡轮前温度、涵道比、风扇外涵压比。其中,总增压比包含了风扇内涵压比、增压级压比和高压压气机压比。此外,为获取发动机进口截面面积,还需要将发动机进口空气物理流量作为优化参数。优化变量取值范围见表 7。

表 7 优化变量取值范围

Optimization Variable	Lower Limit	Upper Limit
Bypass Ratio	4.0	10.0
Outer Fan Pressure Ratio	1.4	1.8
Inner Fan Pressure Ratio	1.2	1.4
Booster Pressure Ratio	1.5	3.5
HP Compressor Pressure Ratio	5.0	12
Combustor Exit Temperature/K	1350	1600
Fan Inlet Mass Flow/(kg/s)	100	250

3.3 优化结果

在发动机设计状态 $H=10668\text{ m}$, $Ma=0.8$ 的条件下,发动机各性能优化参数随优化进程的变化情况如图 7~13 所示。其中,各图(a)为每次循环迭代过程中优化变量的优化进程;各图(b)为优化变量的最优解随飞/发循环迭代次数的变化情况;目标量(设计点耗油率)的优化进程如图 14(a)所示,目标量(设计点耗油率)随飞/发循环迭代次数的变化如图 14(b)所示。

从图 7(b)~13(b)中可见,经过 5 次循环迭代,风扇进口流量、风扇外涵压比、高压压气机压比和燃烧室出口温度等循环参数已趋于稳定,目标量(巡航耗

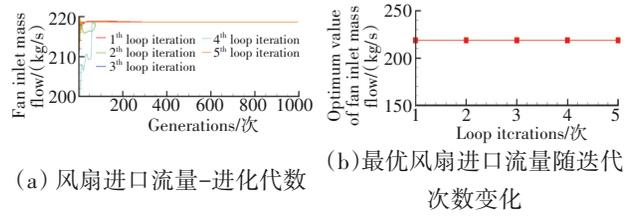


图 7 风扇进口物理流量随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化

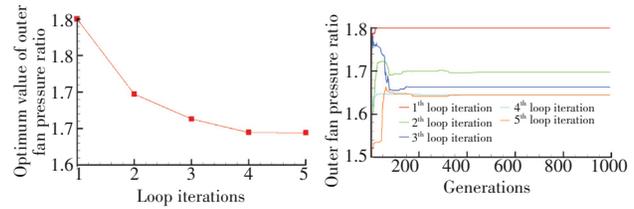


图 8 风扇外涵压比随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化

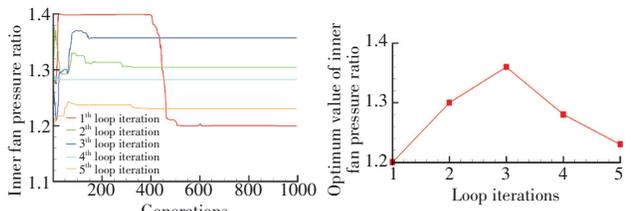


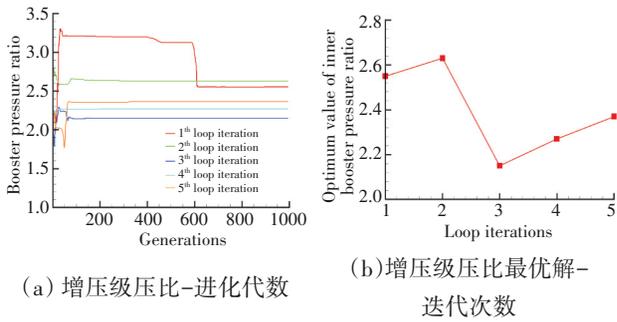
图 9 风扇内涵压比随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化

油率)也已经趋于稳定。从整个优化的情况上看,在总共 5 次的循环迭代中,优化变量和目标变量均在 1000 代以内收敛到最优解。

每一次飞发迭代的约束分析与任务分析结果见表 8。从表中可见,随着迭代优化不断地进行,在完成相同的 13000 km 巡航航程的前提下,飞机的起飞

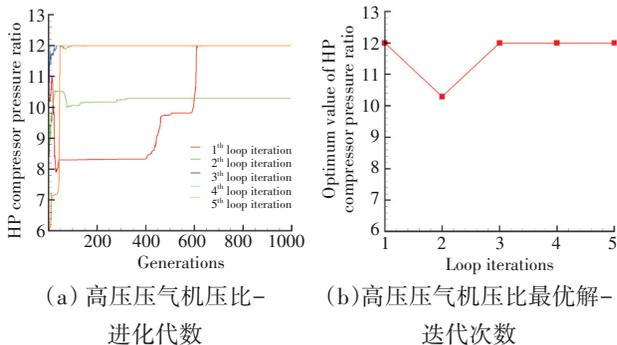
表 8 每次飞发迭代的约束分析与任务分析结果

序号	起飞质量 W_{TO} /kg	机翼面积 S_w /m ²	机翼载荷 W_{TO}/S_w /(N/m ²)	起飞推重比 F_{SL}/W_{TO}	起飞推力 F_{SL} /kN	巡航推力 F_{cr} /kN	燃油消耗量 W_F /kg	Weight Fraction							
								Segment1	Segment2	Segment3	Segment4	Segment5	Segment6	Segment7	Segment8
0	291751	399.66	7154	0.238	680.47	135.49	114859	1.0000	0.9993	0.9976	0.9975	0.9957	0.9950	0.9573	0.6118
1	266151	363.01	7183	0.233	607.73	120.89	100291	1.0000	0.9989	0.9976	0.9975	0.9959	0.9952	0.9574	0.6282
2	251157	345.95	7115	0.242	595.64	118.48	91788	1.0000	0.9991	0.9979	0.9978	0.9963	0.9957	0.9631	0.6395
3	250075	344.93	7105	0.240	588.18	117.00	91175	1.0000	0.9991	0.9979	0.9978	0.9963	0.9957	0.9626	0.6403
4	250025	344.86	7105	0.240	588.05	116.97	91147	1.0000	0.9991	0.9979	0.9978	0.9964	0.9957	0.9626	0.6403
5	249947	344.75	7105	0.240	587.87	116.93	91102	1.0000	0.9991	0.9979	0.9978	0.9963	0.9957	0.9626	0.6404



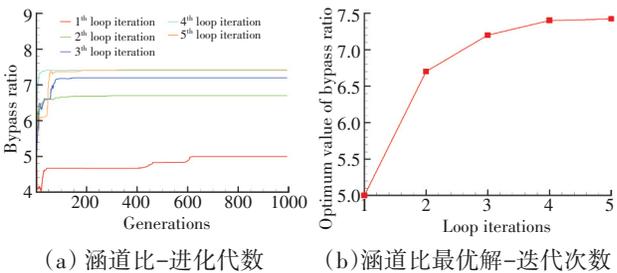
(a) 增压级压比-进化代数 (b) 增压级压比最优解-迭代次数

图 10 增压级压比随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化



(a) 高压压气机压比-进化代数 (b) 高压压气机压比最优解-迭代次数

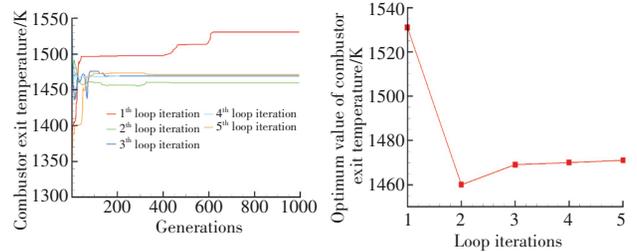
图 11 高压压气机压比随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化



(a) 涵道比-进化代数 (b) 涵道比最优解-迭代次数

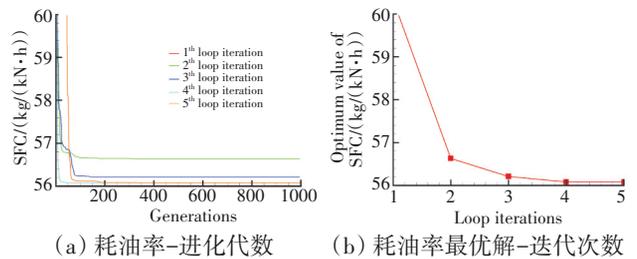
图 12 涵道比随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化
质量由初始方案的 291751 kg 减轻至 249947 kg, 减轻约 14.33%, 较 A340-300 飞机的最大起飞质量减轻约

8%~9%; 燃油消耗量由初始方案的 114859 kg 减轻至 91102 kg, 较初始方案减少约 20.6%; 起飞总推力需求由初始方案的 680.47 daN 减小至 587.87 daN, 巡航总推力需求由 135.49 daN 减小至 116.93 daN。



(a) 燃烧室出口总温-进化代数 (b) 燃烧室出口总温最优解-迭代次数

图 13 燃烧室出口总温随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化



(a) 耗油率-进化代数 (b) 耗油率最优解-迭代次数

图 14 耗油率随进化代数及其最优解随循环迭代次数的变化

通过飞/发耦合迭代优化, 飞机的起飞质量和推力需求明显减小。出现这种情况的原因是在每一次飞/发迭代中, 在满足推力需求的前提下, 通过以巡航耗油率最低为目标对发动机性能进行优化, 使得飞机的燃油消耗量会不断减少, 而耗油量的减少将使飞机的起飞质量和推力需求减小, 使得发动机性能参数优化的解空间变大。每次飞发迭代的发动机设计点参数见表 9。在保证飞机推力需求的情况下, 可通过提

表 9 每次飞发迭代的发动机设计点参数

序号	$\pi_{F,0}$	π_{IPC}	π_{HPC}	T_{14} /K	B_{pr}	π_{OPR}	\dot{W}_0 /(kg/s)	T_{13} /K	τ_{TH}	τ_{TL}	$F_{n,Des}$ /kN	$S_{FC,Des}$ /(kg/(kN·h))	W_E /kg	d_{th} /m	D_V/F_{SL} /(g/kN)
0	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1	1.80	2.55	12.00	1531	4.999	36.79	218.68	751	0.763	0.721	42.35	60.33	3115	1.8	45.66
2	1.70	2.63	10.29	1460	6.702	35.29	218.68	743	0.762	0.650	32.10	56.63	2643	1.8	39.74
3	1.66	2.15	12.00	1469	7.200	35.04	218.68	740	0.754	0.655	30.82	56.21	2548	1.8	38.97
4	1.64	2.27	12.00	1470	7.402	34.96	218.68	740	0.754	0.654	30.16	56.08	2511	1.8	38.91
5	1.64	2.37	12.00	1471	7.421	34.94	218.68	740	0.754	0.654	30.14	56.08	2510	1.8	38.78

注: $\pi_{F,0}$ 为风扇外涵压比; π_{IPC} 为增压级压比; π_{HPC} 为高压压气机压比; T_{14} 为燃烧室出口总温; B_{pr} 为涵道比; π_{OPR} 为总增压比; \dot{W}_0 为进口空气流量; T_{13} 为高压压气机出口总温; τ_{TH} 为高压涡轮出口与进口总温比; τ_{TL} 为低压涡轮出口与进口总温比; $F_{n,Des}$ 为设计点推力; $S_{FC,Des}$ 为设计点耗油率; W_E 为发动机质量; d_{th} 为进气道喉部直径; D_V/F_{SL} 为每单位起飞推力下的排放量。

高发动机涵道比来降低设计点的耗油率,如表9中涵道比由最初的4.999提高至7.421,但由于涵道比与发动机流量、单位推力、发动机质量(式(4))相关联,在进口直径、发动机质量等参数的约束下,使得设计点涵道比的最终取值在7.4左右,而发动机设计点耗油率收敛到56 kg/(kN·h)左右,此时的飞机起飞质量约为250 t。

基于上述分析可知,在飞发耦合迭代中,涵道比是影响飞/发方案的重要参数;通过飞/发性能一体化快速迭代优化方法,飞机对推力和耗油率的需求会随着发动机方案的优化而逐步降低并趋于稳定值,由此消除了原来飞/发之间留有的不必要的设计裕度,降低发动机的设计难度,更有利于发动机的设计。此外,通过上述迭代,飞/发方案逐步收敛至最优,有利于飞/发方案的优化匹配设计。

4 结论

(1)将飞机/发动机一体化设计方法与发动机总体循环参数寻优相结合,建立了基于飞/发性能一体化快速迭代优化方法的航空发动机循环参数匹配模型。

(2)从优化迭代的过程上分析,随着对发动机方案不断地优化,飞机的推力、耗油率等相关指标也有所下降,飞机的机翼面积也有所减小。因此,在保证发动机与飞机良好匹配性的前提下,使发动机和飞机的设计难度都有一定程度地降低。

(3)从优化结果上看,优化后的A340-300飞机的最大起飞质量较初始方案减轻约14.33%,较实际A340-300飞机的最大起飞质量减轻8%~9%,燃油消耗量较初始方案减少约20.6%。发动机质量为2510 kg,较CFM56-5C4发动机(CFM56-5C4发动机质量为2572 kg^[19])减轻约62 kg;

(4)采用的飞/发性能一体化快速迭代优化方法对发动机总体性能参数匹配设计是合理、可行的,具有良好的工程实用价值。

参考文献:

- [1] Torella G, Blasi L. The optimization of gas turbine engine design by genetic algorithms[C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Huntsville: AIAA, 2000: 1-17.
- [2] Whellens M W, Singh R, Pilidis P, et al. Genetic algorithm based optimization of intercooled recuperated turbofan design[C]//41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2003: 1-10.
- [3] Ghenaïet A. Optimization of turbofan propulsion cycle using a genetic algorithm[C]//Proceeding of ASME Turbo Expo 2010. Glasgow: ASME, 2010: 1-13.
- [4] 马松, 谭建国, 王光豪, 等. 基于飞发一体化的自适应循环发动机参数优化研究[J]. 推进技术, 2018, 39(8): 1703-1711.
MA Song, TAN Jianguo, WANG Guanghao, et al. Study on characteristics optimization of adaptive cycle engine based on aircraft-engine integrated analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(8): 1703-1711. (in Chinese)
- [5] 陈玉春, 刘振德, 王晓东, 等. 飞航导弹/涡扇发动机一体化设计-优化设计[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 303-306.
CHEN Yuchun, LIU Zhende, WANG Xiaodong, et al. Maneuverable missile and turbofan engine integrated design optimization[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(4): 303-306. (in Chinese)
- [6] Mattingly J D, William H H, David T P. Aircraft engine design[M]. Virginia: AIAA Education Series, 2002: 19-93.
- [7] 曹铭栋, 王占学, 蔡元虎, 等. 大涵道比涡扇发动机循环参数优化算法研究及应用[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 372-378.
CAO Mingdong, WANG Zhanxue, CAI Yuanhu, et al. Research and application of cycle parameter optimization algorithm for high bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 372-378. (in Chinese)
- [8] Shakariyants S. Generic methods for aero-engine exhaust emission prediction[D]. Delft: Delft University Press, 2008.
- [9] 曹铭栋, 王占学, 刘增文, 等. 民用飞机全航线排放预测分析[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 2992-3001.
CAO Mingdong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Prediction of civil aircraft emission in complete flight rout[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12): 2992-3001. (in Chinese)
- [10] Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design[M]. Delft: Delft University Press, 1993: 130.
- [11] Goldsmith E L, Swddon J. Practical intake aerodynamic design[M]. Washington, DC: AIAA Education Series, 1993: 150-151.
- [12] Walsh P P, Fletcher P. Gas turbine performance[M]. Oxford: Blackwell Science, 2004: 204.
- [13] 李刚团. 民用大涵道比涡扇发动机动态性能模拟研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2011, 24(1): 8-14.
LI Gangtuan. Transient performance study of a civil high bypass ratio turbofan engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(1): 8-14. (in Chinese)
- [14] Kurzke J. GasTurb 12 design and off-design Performance of Gas Turbines[EB/OL]. (2017-12-2)[2022-10-07]. <http://www.gasturb.de/manual.html>.
- [15] 池元成, 方杰, 饶大林, 等. 自适应中心变异差分进化算法及其在涡轮叶型优化设计中的应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1849-1854.

- CHI Yuancheng, FANG Jie, RAO Dalin, et al. Self-adaptive center-mutation differential evolution and its application to shape optimization design of a turbine blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8):1849-1854.(in Chinese)
- [16] 贺星, 刘永葆. 基于差分进化算法的燃气轮机精确特性预测研究[J]. 装备制造技术, 2014(3):8-11.
- HE Xing, LIU Yongbao. Gas turbine accurate performance prognostic based on the differential evolution algorithm[J]. Equipment Manufacturing Technology, 2014(3):8-11.(in Chinese)
- [17] 刘琼荪, 周声华. 基于自适应惩罚函数法的混合遗传算法[J]. 重庆大学学报(自然科学版), 2006, 29(6):78-81.
- LIU Qionsun, ZHOU Shenghua. Hybrid genetic algorithm based on novel adaptive penalty function[J]. Journal of Chongqing University (Natural Science Edition), 2006, 29(6):78-81.(in Chinese)
- [18] Edward J K, Robert A, Atkins J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbinowalskie engines. Volume III -library of inlet/nozzle configurations and performance maps[R]. NASA-CR-1979-159693.
- [19] 林左鸣. 世界航空发动机手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2011:52.
- LIN Zuoming. World aero engine handbook[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2011:52.(in Chinese)

(编辑: 兰海青)