

第四代战斗机推进系统循环参数优化研究

空军工程学院 王如根^{**}

【摘要】 本文对有和没有超音速巡航任务段的第四代战斗机推进系统的循环参数进行了最优化计算, 分析了超音速巡航距离、发动机全寿命费用和部件效率对发动机最优循环参数选取的影响。结果表明宜采用小涵道比涡扇发动机, 而且不考虑费用时涡轮前温度取值越高越好, 考虑费用时则有最大值; 提高发动机部件效率对循环参数取值影响较大, 而且使飞机性能提高较多。

主题词: 航空发动机 循环 参数 优化

分类号: V231

1 推进系统循环参数最优化方法

第四代战斗机对推进系统的主要要求是在不加力超音速巡航和大过载机动作战时具有足够大的推力和推力转向能力。本文根据其战技指标的要求, 结合国情, 应用我国航空发动机全寿命费用估算模型, 对推进系统循环参数进行了多目标最优化分析。

本文是在飞机设计参数固定的条件下对推进系统循环参数进行最优化计算, 具体方法和计算步骤简要说明如下:

- (1) 给定飞机特性数据(如升阻特性、起飞总重、载油量等数据); 输入发动机各部件通用特性; 选取飞行任务剖面并组合外挂方案; 选择进、排气形式; 确定发动机循环参数的取值范围。
- (2) 按正交 LATIN 方原理产生 N 组发动机循环参数设计方案。对每一组方案: 计算发动机飞行特性、装机特性和重量尺寸, 修正飞机起飞总重; 计算飞机飞行性能, 并进行飞行任务分析和发动机全寿命费用分析。
- (3) 对计算结果进行回归分析, 建立飞行性能和全寿命费用与发动机循环参数的关系。
- (4) 构造最优化目标函数, 进行参数最优化计算和敏感性分析。

2 超音速巡航要求对循环参数的影响

第四代战斗机要求具有不加力超音速巡航能力, 对推进系统循环参数的选取有很大不同, 本文分别对有、无不加力超音速巡航要求的发动机循环参数进行了最优化计算, 见表 1。

在优化计算中, 取飞行任务剖面为具有不加力超音速巡航段的空中优势剖面, 如图 1 所示, 其中在有利高度作超音速巡航。如无特殊说明, 本文均取超音速巡航航程为 150 km。当无超音速巡航要求时, 取超音速巡航航程为 0 km。

对有和没有超音速巡航段两种情况, 构造的参数最优化目标函数均有如下形式:

1998 年 3 月收稿, 1998 年 6 月收到修改稿。

^{**} 男 36 岁 副教授 西安空军工程学院航空机械工程系 710038

$$\min_X (X) = 0.5 \overline{SEP} + 0.5 \overline{R} \quad (1)$$

表 1 发动机最佳循环参数选择

循环参数	无超音速巡航段	有超音速巡航段
涡轮前总温	1900.00 K	1900.00 K
总空气流量	125.45 kg/s	124.55 kg/s
涵道比	0.403	0.279
总增压比	28.04	25.860
风扇压比	4.000	4.272
加力温度	2100 K	2004.80 K

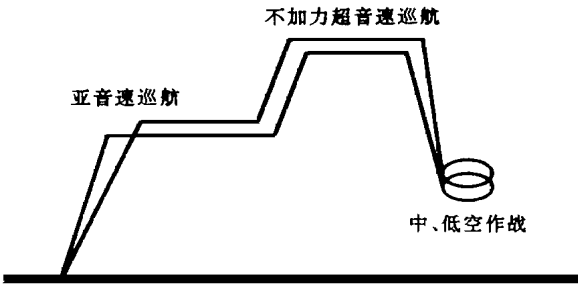


图 1 空中优势飞行任务剖面

并满足约束条件: $1800\text{ K} \leq \text{涡轮前总温} \leq 1900\text{ K}$, $2000\text{ K} \leq \text{加力温度} \leq 2100\text{ K}$, $0.1 \leq \text{涵道比} \leq 0.5$, $118\text{ kg/s} \leq \text{总空气流量} \leq 129\text{ kg/s}$, $20 \leq \text{总增压比} \leq 30$, 发动机最大内径 $D_{e,\max} \leq 1.001\text{ m}$, …… , 起飞、着落滑跑距离 $\leq 600\text{ m}$

其中, $X = \{ \text{涡轮前总温}, \text{加力温度}, \text{涵道比}, \text{总空气流量}, \text{总增压比} \}$ 为参加优化的发动机循环参数集; $\overline{SEP} = 260 / SEP$, SEP 为飞行高度 5 km 、发动机加力状态时的飞机单位剩余功率; $\overline{R} = 1400 / R_{\text{半径}}$, $R_{\text{半径}}$ 为飞机作战半径, 通过对图 1 进行飞行任务分析得到; $D_{e,\max}$ 为发动机最大内径, 取进口截面和加力燃烧室截面直径的最大值, 即 $D_{e,\max} = \max(D_{e,1}, D_{e,7})$, 将发动机最大内径作为约束条件是为了保证飞机外形不变。

从表 1 可知, 两者的发动机涡轮前燃气温度总是取上限, 但当有超音速巡航要求时, 发动机涵道比显著减小, 使飞机进行不加力超音速巡航飞行时有足够大的推力。

3 超音速巡航距离对循环参数的影响

由于飞机在超音速巡航时燃料消耗比亚音速巡航时大, 因此超音速巡航距离将影响发动

表 2 超音速巡航距离 L 对最佳循环参数的影响

循环参数	$L = 50\text{ km}$	$L = 150\text{ km}$
涡轮前总温	1900.00 K	1900.00 K
总空气流量	127.53 kg/s	124.55 kg/s
涵道比	0.308	0.279
总增压比	26.59	25.860
风扇压比	4.209	4.272
加力温度	2011.90 K	2004.80 K

机最佳循环参数的选取。表 2 给出了按图 1 所示的飞行任务剖面, 分别取超音速突防距离为 50 公里 和 150 公里 时发动机最佳循环参数优化结果的对比。从表 2 可以看出, 超音速巡航距离对发动机空气流量和涵道比有一定影响, 当超音速巡航距离较短时, 超音速巡航段的耗油量相对减少, 空气流量和涵道比增

加虽然对超音速巡航不利, 但对亚音速巡航有利。

4 寿命周期费用对循环参数的影响

在现代飞机设计中, 对飞机性能的要求越来越高, 技术越来越复杂, 因此设计、制造和使用费用也越来越高。如果在设计参数选取时不考虑费用, 在型号发展过程中就会造成极大的困难, 甚至可能导致发展计划中途流产。因此, 本文对发动机全寿命费用进行了估算^[3], 并将费用作为一项优化指标。此时最优化目标函数按(2)式计算, 由此得出的优化结果如表 3 所示。

$$\min_X (X) = SEP/3 + R/3 + LCC/3 \quad (2)$$

其中, $\overline{X}$, $\overline{SEP}$, $\overline{R}$ 和约束条件的定义与(1)式相同, $\overline{LCC} = LCC/115$, LCC 为发动机全寿命费用。

表 3 费用对最佳循环参数的影响

循环参数	考虑费用项	不考虑费用项
涡轮前总温	1898. 10 K	1900. 00 K
总空气流量	127. 36 kg/ s	124. 55 kg/ s
涵道比	0. 307	0. 279
总增压比	26. 400	25. 860
风扇压比	4. 207	4. 272
加力温度	2017. 10 K	2004. 80 K

因素时为大。

5 部件效率对循环参数的影响

发动机性能总是随着部件效率提高而提高, 因此部件效率对发动机最佳循环参数的选取

表 4 部件效率对发动机最佳循环参数的影响

循环参数	部件效率取统计值	部件效率较高
涡轮前总温	1900. 00 K	1900. 00 K
总空气流量	124. 550 kg/ s	121. 040 kg/ s
涵道比	0. 279	0. 415
总增压比	25. 860	24. 950
风扇压比	4. 272	3. 976
加力温度	2004. 800 K	2053. 300 K

有影响。本文取两种不同的部件效率进行了优化计算, 见表 4。计算时均按图 1 的飞行任务剖面 and 方程(1)的目标函数, 第一种情况的部件效率取现有发动机的统计值, 第二种情况则取较高的部件效率。当部件效率较高时, 同样为满足不加剧超音速巡航的要求, 涵道比可以更大些, 空气流量可以更小些, 加力温度可以更高些, 这有利于减小巡航飞行时的耗

油率, 并保证飞机在加力状态具有高机动性, 并且能增大飞机作战半径 10%。

6 结 论

综合表 1~4 的优化计算结果可得: 为了使飞机具有不加力超音速巡航能力, 宜采用小涵道比涡扇发动机, 同时要求选取很高的涡轮前燃气温度, 但考虑费用因素时, 涡轮前燃气温度应根据具体情况优化选取; 此外, 在进行发动机各部件设计时, 应尽可能采用提高部件效率的设计方案, 以便适当增加发动机的涵道比, 从而增大飞机作战半径, 并减小发动机的寿命周期费用。通过计算还发现: 因发动机最大内径的限制, 发动机加力温度取值不宜太高。

参 考 文 献

1 王如根. 热循环参数对发动机性能和费用的影响. 航空动力学报, 1992, 7(3): 232- 134
2 陈大光等. 发动机最佳循环参数的一体化选择研究. HK 84091
3 王如根等. 航空发动机全寿命费用预测模型研究. 空军工程学院学报, 1992, 12(3): 15- 19
4 Mattingly J D, Heiser W H, Daley D H. Aircraft Engine Design. AIAA, 1987

(责任编辑 王震华)

A NEW INVERSE DESIGN METHOD OF DIFFUSER BLADES PROFILE

Fan Huiyuan, Wang Shangjin, Xi Guang

(*Xi'an Jiaotong University, Xi'an, 710049*)

ABSTRACT

A genetic algorithm combined with a neural network technique is proposed to search for turbomachinery diffuser blade profile under the condition of a given velocity distribution on its surface. Such a new inverse method works through minimizing the error between surface velocity distribution of candidate blades and the target velocity distribution. For ease in employing genetic algorithm, the blade profiles searched are parameterized with Bezier spline curves. The flow analysis of the candidate blades is carried out by BP neural networks which have been trained with a set of samples. The proposed approach is demonstrated through the application to a diffuser with two-dimensional height- and thickness-constant blades. The simulations show that the new method is not only feasible, but also reliable and effective.

Key Words Diffusers Neural networks Blades Design

RESEARCH ON OPTIMIZATION OF CYCLE PARAMETERS FOR ATF PROPULSION

Wang Rugen (1st Dept. Air Force Engineering College, Xi'an 710038)

ABSTRACT

The cycle parameters of ATF propulsion with or without supersonic cruise missions have been optimized respectively and compared. And the effects of supersonic cruise range, engine life cycle cost and engine part efficiencies on the optimization of the engine cycle parameters have been researched. The results show that a turbofan engine with a small bypass ratio must be installed, and a suitable turbine entry temperature is obtained by optimization with life cycle cost. The enhancement of the engine part efficiencies has influence on the optimization of the cycle and the aircraft markedly raises the aircraft performance. The afterburner temperature must be taken very high due to the limit of the engine maximum diameter.

Key Words Aircraft engines Cycle Parameters Optimization

FORMULATION OF A TRAINER ENGINE ACCELERATED TEST SPECTRUM

Song Yingdong and Gao Deping

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Lin Hongzhen and Cheng Weihua

(Airforce 8th Research Institute, Beijing 100079)

ABSTRACT

Two composite rise and fall mission profiles and two composite maneuver flight mission profiles are obtained from the initial design missions of a trainer engine. These composite missions are accelerated according to life analysis of engine main components under the condition of equivalent damage. The accelerated mission test spectra in-