

文章编号: 1000-8055(2001) 03-0300-05

第四代发动机不加力超声巡航性能的研究

屠秋野¹, 唐狄毅²

- 〔1. 中国船舶科学研究中心, 江苏 无锡 214082;
2. 西北工业大学 七系, 陕西 西安 710072〕

摘要: 本文基于改善第四代发动机不加力超声巡航性能这一目标, 提出了合理配置发动机地面设计点高压物理转速和节流比的设计思想, 并结合冷超转和燃气储备利用技术进行性能寻优, 大大提高了发动机的高空速度特性。

关键词: 发动机; 超音速; 巡航飞行

中图分类号: V 231

文献标识码: A

1 前言

第四代战斗机发动机的设计目标之一, 是满足不加力超声巡航的任务要求。不加力超声巡航时, 发动机工作在最大状态, 从图1显示了随飞行马赫数增加飞行器阻力与发动机推力的变化趋势, 可以看出实现不加力超声巡航的发动机必须具备良好的速度特性。

欧美的发动机设计中, 节流比(throttle ratio)定义为最大涡轮前温度与地面设计涡轮前温度之比。采用节流比大于1.0的设计以改善发动机的速

度特性, 是第四代战斗机发动机的重要设计特征。最近研究发现, 发动机地面设计点上高压物理转速为1.0的配置不是最佳配置, 为与节流比技术相匹配, 地面设计点可以考虑选用高压物理转速低于1.0的设计。另外在性能寻优计算中发现, 低压物理转速达到极限时涡轮前温度仍有潜力, 可以利用合理的喷管面积调节规律使涡轮前温度迅速提高, 从而增大推力。

图2描述了喷管喉部面积不变时发动机各部件工作参数随进气总温的变化情况。低压换算转速, 低压物理转速, 涡轮前温度, 高压物理转速和

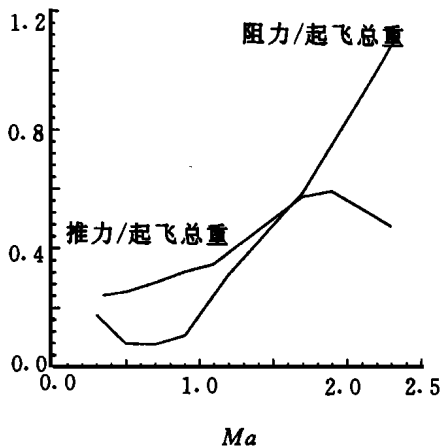


图1 飞行器阻力和发动机推力关系(9 km)

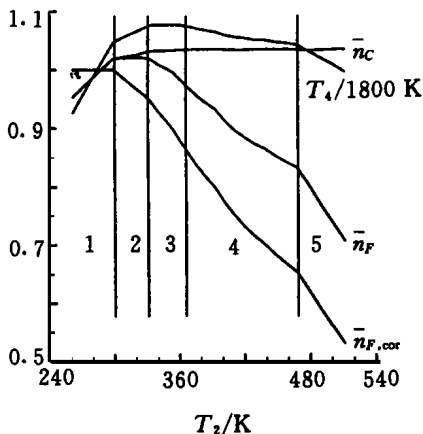


图2 发动机工作极限变化

压气机出口压力在不同的进气总温下依次达到工作极限, 对应图上1, 2, 3, 4, 5所示的工作区域。因此发动机的速度特性受到上面五种物理工作极限的约束。其中压气机出口压力的限制在低空高马赫数飞行时才会遇到。

2 设计参数配置对速度特性的影响

分别选择4个不同节流比和高压物理转速, 组成16种设计参数配制方案见表1, 表中节流比后面括号中给出地面设计涡轮前温度。然后计算

表1 不同设计参数配置

THR	1. 053(1841K)	1. 070(1811 K)	1. 088(1781 K)	1. 107(1751 K)
$\bar{n}_c=1.015$	No. 11	No. 12	No. 13	No. 14
$\bar{n}_c=1.000$	No. 21	No. 22	No. 23	No. 24
$\bar{n}_c=0.980$	No. 31	No. 32	No. 33	No. 34
$\bar{n}_c=0.950$	No. 41	No. 42	No. 43	No. 44

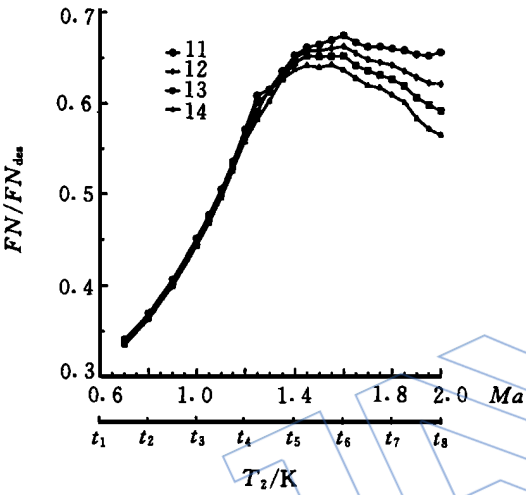


图3 $\bar{n}_c=1.015$ 时设计节流比对发动机速度特性的影响(9 km)

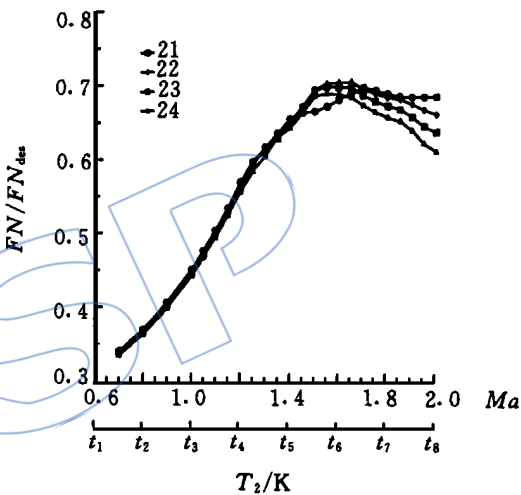


图4 $\bar{n}_c=1.000$ 时设计节流比对发动机速度特性的影响(9 km)

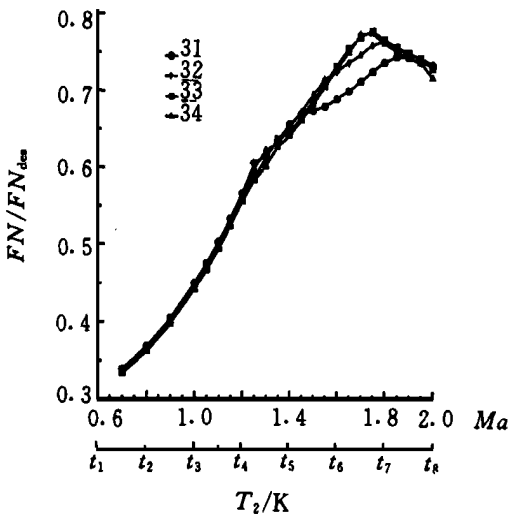


图5 $\bar{n}_c=0.980$ 时设计节流比对发动机速度特性的影响(9 km)

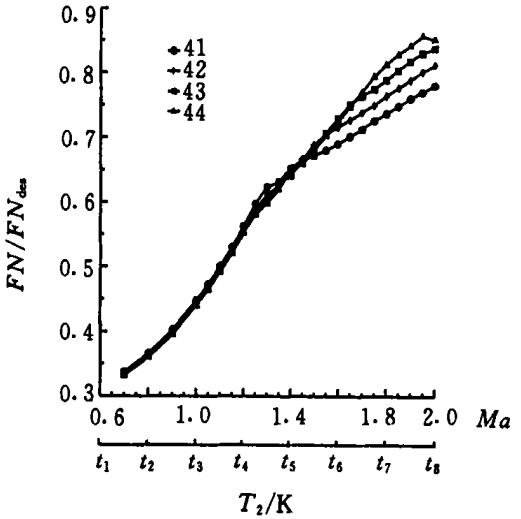


图6 $\bar{n}_c=0.950$ 时设计节流比对发动机速度特性的影响(9 km)

不同配置方案的推力特性如图3~6(图3~7中 $t_1 = 246.3, t_2 = 259.2, t_3 = 275.8, t_4 = 296.1, t_5 = 320.0, t_6 = 347.6, t_7 = 378.8, t_8 = 413.5$)。计算表明,在设计点高压物理转速较高时,高节流比的配置不但没有改善发动机的推力特性,反而呈现出

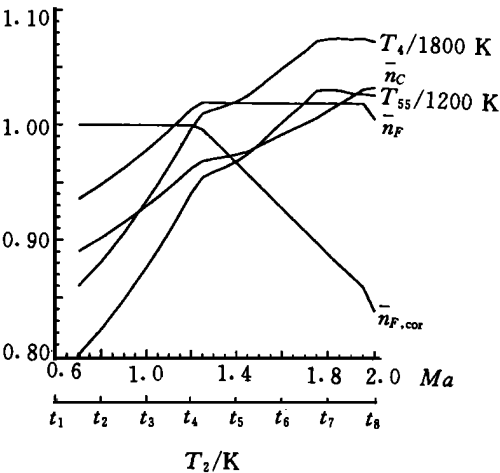


图7 44号方案发动机各部件工作参数(9 km)

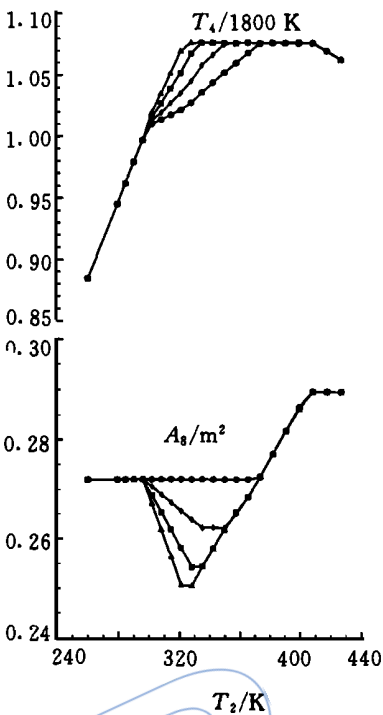


图8 使用冷超转的时机对涡轮前温度及推力的影响(9 km)

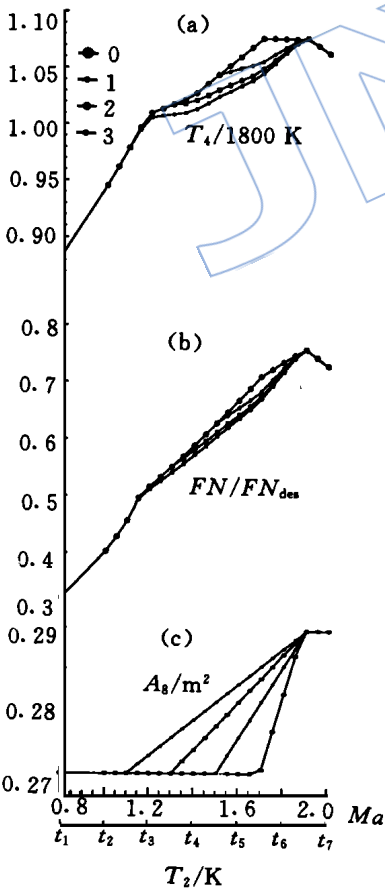


图9 冷超转对发动机低压转速对发动机及推力的影响(9 km)

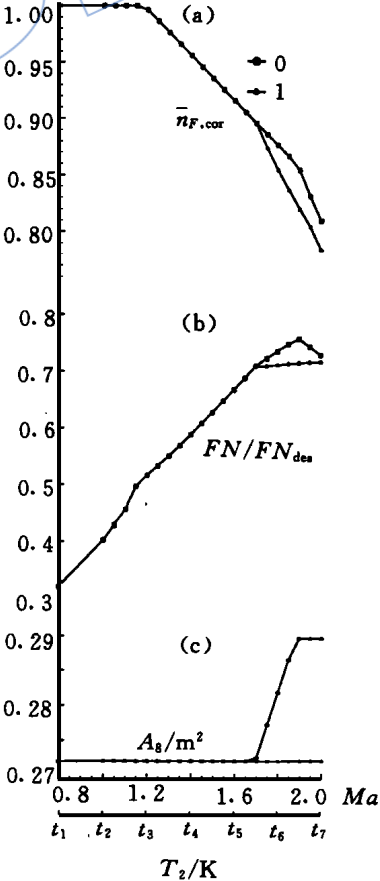


图10 不同程度燃气储备利用对发动机涡轮前温度的影响

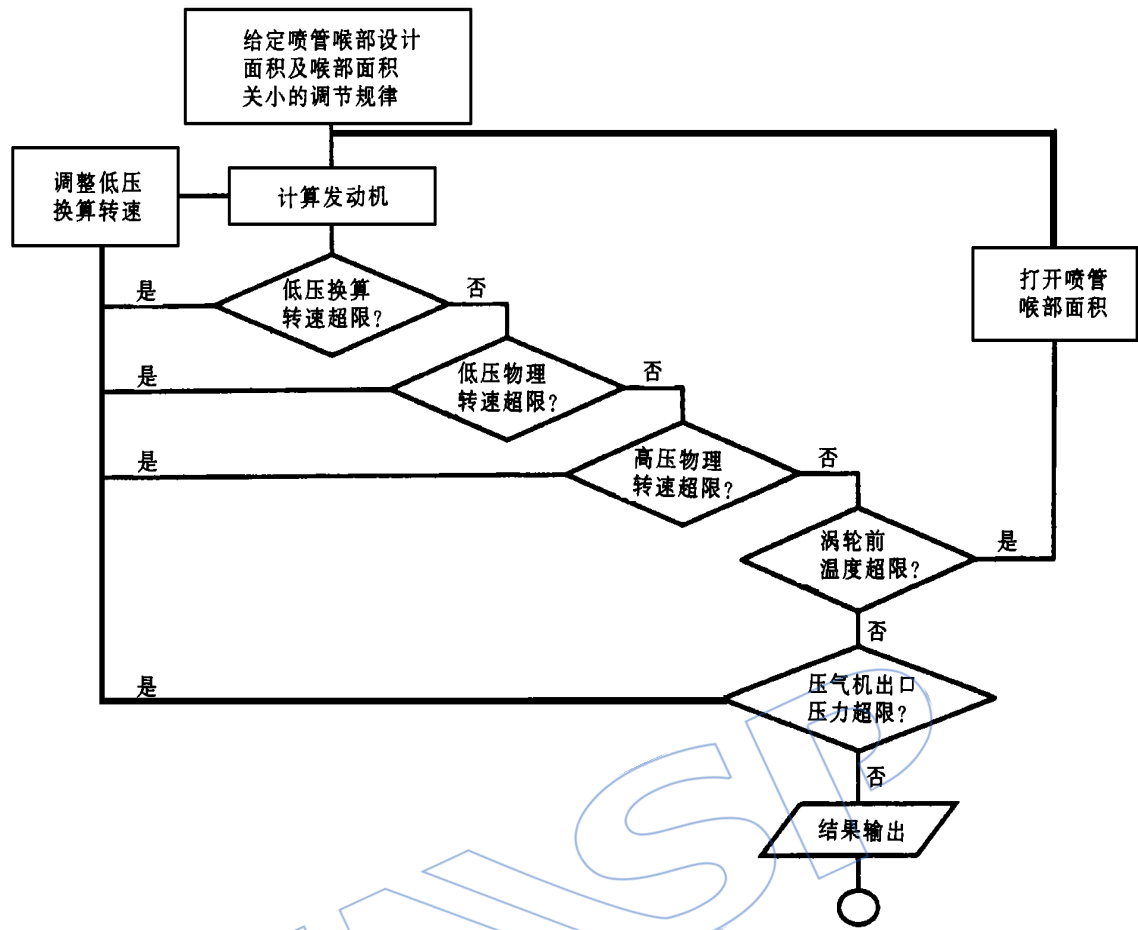


图11 发动机最大状态性能优化流程图

推力降低的趋势。究其根源,是由于高飞行马赫数时高压物理转速的工作极限使高节流比发动机的优势无法发挥。因此当设计点高压物理转速降低后,高节流比配置方才显示出良好的速度特性(图5中的44号配置方案)。

图7显示44号方案在很宽的飞行马赫数范围内都保持低压物理转速的极限状态,高压物理转速则在很高飞行马赫数才达到极限,这区间内可充分利用涡轮前温度增加提升发动机推力。

3 喷管喉部的调节

在低压物理转速极限下关小喷管喉部改善发动机推力特性的调节方式即为燃气储备利用。图7中发动机低压转速达到工作极限后($T_2 \approx 296\text{ K}$),涡轮前温度上升斜率减小,发动机推力增加减慢,这时如果适当关小发动机喷管喉部,可以保持低压物理转速工作极限的同时增大涡轮前温度的上升斜率,使发动机推力迅速提高。图8说明了喷管喉部不同程度关小时,涡轮前温度的变化情况。在涡轮前温度达到工作极限后,调节终止。

当涡轮前温度达到工作极限时,利用打开喷管喉部改善发动机推力特性的调节方式即为冷超转。图9表明采用冷超转后可减缓风扇换算转速的降低,改善推力特性。图10说明采用冷超转技术的最佳时机(图9,10中 $t_1 = 260.1, t_2 = 279.3, t_3 = 301.9, t_4 = 328.01, t_5 = 257.5, t_6 = 390.3, t_7 = 426.4$)。显然喷管打开越早,涡轮前温度上升得越慢,相应发动机推力上升得也慢。因此应在涡轮前温度达到极限时打开喷管喉部面积为宜。

4 发动机最大状态性能优化流程

根据前面的分析,得到发动机最大状态性能优化的计算流程,如图11所示。

5 结 论

- (1) 选择合理的设计点高压物理转速和节流比配置,可以大幅度改善发动机速度特性,实现第四代发动机不加油超声巡航的设计要求。
- (2) 在发动机低压物理转速达到极限时采用燃气储备利用的调节技术,当涡轮前温度达到极

限时采用冷超转的调节技术,从而保证发动机在很宽的飞行马赫数下,都具有最佳的推力特性。

参考文献:

- [1] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN-A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and

Turbofan Engine[R]. NASA-TND-7901, 1975

- [2] Dnaiele C J, Krosel S M, Szuch J R, et al. DIGTEM-Digital Computer Program for Generating Dynamic Turbofan Engine Models[R]. NASA-TM-83446, 1983

- [3] 邢家瑞编译. 多状态飞机动力装置的综合控制[M]. 沈阳航空发动机研究所, 1996

(责任编辑 王震华)

Study on Non-Augmented Supersonic Cruise of the 4th Generation Engines

TU Qiu-ye¹, TANG Di-yi²

1. China Ship Science Research Center, Wuxi 214082, China;
2. 7th Dept., Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China

Abstract: In order to improve the non-augmented supersonic cruise performance of the 4th generation engine, an idea for designing is proposed, which consists in rational matching of the high pressure rotor physical speed to the throttle ratio at ground design point and utilization of the "cold overrun" and "gas temperature storage" techniques for performance optimization. A realization of the ideas is carried out. It is proven that the velocity characteristics of the engine is improved to a great extent and the optimal thrust characteristics of the engine are provided in a broad range of the flight Mach numbers.

Key words: engine; supersonic; cruising flight; performance

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP295-299)

min 阶跃升到 11211.78 r/min 时,跟踪目标命令 N_t 时, N_t , T_g^* 的输出结果。

低控制器的阶次以及对不同区域控制器的切换问题,将在今后的研究中加以解决。

6 结 论

在 12 个区域用相同的方法分别设计了控制器,都得到了类似的仿真结果,控制系统具有一定的鲁棒性能。仿真图中转速和温度的变化规律与物理过程不符的原因,是由于前馈控制器 m_f 和 A_s 按 n_{L0} , H , Ma 的变化迅速对被控对象产生了不同的作用,这种作用超前于反馈控制器的作用,前馈控制器和反馈控制器一快一慢,综合作用的结果形成了图 4~图 8 所示的仿真过程。本算例中未考虑 m_f 和 A_s 执行机构的模型,对控制器的设计和仿真都会产生一定的影响,另外如何有效地降

参考文献:

- [1] 陶涛. 航空发动机鲁棒控制研究[D]. 西北工业大学博士学位论文, 1997.
[2] 王曦, 曾庆福. 航空发动机结构参数和非结构参数不确定系统鲁棒 H_∞ 输出反馈控制[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 305-308.
[3] Skogestad S, Postlethwaite I. Multivariable Feedback Control[M]. John Wiley & Sons, 1996.
[4] 王曦, 曾庆福. 频域不确定性系统加权混合灵敏度函数频域整形[J]. 航空学报, 1999, 20(4): 358-361.

(责任编辑 王震华)

A Design Method for Aeroengine Robust Multivariable Digit Controller

WANG Xi, MENG Qing-ming

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A method is provided for designing robust multivariable digit controller of turbojet engine, in which the forwardback and feedback control structure is adopted in the divided flight envelope, the μ structurization is used to deal with the structured uncertainty and unstructured uncertainty, so that the problem for solving robust controller is transformed into standard H_∞ control problem. The robust disturbance rejection and tracking performance is verified by simulation on a nonlinear model of the twin-spool turbojet engine aerothermodynamics.

Key words: aeroengine; uncertainty; robust control; simulation