

文章编号: 1000-8055(2002) 02-0145-05

发动机的涡轮导向器面积、喷口直径等 匹配参数调整的计算方法研究和应用

王华青, 陈矛章
(北京航空航天大学 动力系, 北京 100083)

摘要: 在双轴式涡轮喷气发动机中, I 及 II 级涡轮导向器面积和尾喷口面积匹配关系影响到发动机工作稳定性、可靠性和性能。本文用计算分析方法进行了研究, 推导出便于编程计算的 6 个方程, 用低压涡轮功等于某一常数代替低压转子转速为常数的调节方案, 并用发动机台架实测参数确定部件某些系数, 计算仅在设计转速上进行。计算结果指导了某新研发动机三面积的调整, 获得合适的三面积调整范围, 解决了该发动机的调整参数匹配问题, 按本方案调整的发动机经外场使用表明工作稳定、可靠。

关键词: 双轴发动机; 匹配参数; 计算方法

中图分类号: V 231

文献标识码: A

Study and Application of Calculation Method for Adjusting the Matching Parameters of Turbine Nozzle Area and Engine Nozzle Radius

WANG Hua-qing, CHEN Mao-zhang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The stability, reliability and performance of two-spool turbojet engine will be affected by the matching correlation between 1st and 2nd turbine nozzle areas and engine nozzle area. An analysis method is presented in this paper based on six equations which are easy to apply. A programme of constant low pressure turbine power is adopted to replace the programme of constant low pressure rotor speed. The parameters measured on the engine test bed are used to define component parameters. The calculation was conducted only at design rotational speed. The computation results were used to guide the triarea adjustment of a new-developed engine and attained the suitable triarea adjustment range. The engine based on this programme and adjustment is proved to be stable and reliable in flight.

Key words: two-spool engine; matching parameters; calculation method

1 前言

在双轴式涡轮喷气发动机中, 涡轮导向器面积和尾喷口直径等参数匹配关系影响到发动机工作稳定性、可靠性和性能, 发动机出厂之前要调整

好导向器面积和喷口直径, 检验参数是转差^[1]、性能和 T_4^* , T_3^* 等值。对于新研发动机, 如何确定合适的高压涡轮导向器面积、低压涡轮导向器面积和尾喷口面积的调整范围? 它对发动机各参数影响如何? 在双轴式涡轮喷气发动机上, 增大尾喷口

面积主要是提高低压涡轮膨胀比 π_{t1}^* ,在等低压转子转速 n_1 调节下,主燃油泵减少供油量,结果 T_3^* 下降, T_4^* 降低,发动机性能降低,对低压压气机来说,增大了低压压气机的负荷并降低了它的稳定工作裕度。在双转子发动机上,高压涡轮膨胀比 π_{t3}^* 小、低压涡轮膨胀比 π_{t1}^* 大的情况下,低压压气机工作线会往喘振边界移动;高压涡轮膨胀比大,低压涡轮膨胀比小的情况下,则低压压气机工作线离开喘振边界。在尾喷口面积不变的情况下,用增大低压涡轮导向器面积的办法来提高 π_{t1}^* ,会使得 π_{t1}^* 降低,同时增大了高压压气机增压比 π_{t3}^* ,降低了低压压气机增压比 π_{t1}^* ,由于压气机进口空气流量是不变的,而 π_{t1}^* 减小,所以低压压气机稳定工作裕度是增大的。通过增大低压涡轮导向器面积和增大尾喷口面积在合适范围内来保持 π_{t1}^* 值不变情况下,保证 π_{t3}^* 增大,这样就能增大发动机进口空气流量和增大2个转子压气机的工作稳定裕度^[2~4]。

双轴式涡轮喷气发动机的高低压涡轮导向器面积和尾喷口面积匹配性调整对保证发动机稳定工作裕度、性能和工作可靠性都是非常重要的,但如何调好三面积匹配性,单靠实际发动机在台架上调整太费时费财,而且不容易得到最合适的方案。本文研究了用计算分析方法并结合发动机在台架上调整试车方法来确定三面积匹配性调整方案,针对某型新研制的航空双转子涡轮喷气发动机进行计算和分析,结果比较符合实际,保证了发动机三面积的匹配性,也保证了发动机的使用性。

2 新研制发动机气动参数变化 主要特点

新研制发动机是在某型批生产发动机基础上自行设计了高负荷高通流压气机,低压压气机设计点参数和特性比原低压压气机参数高且变化幅度大,第一级压气机压比提高3.8%,低压压气机压比提高了4.2%,发动机设计点进口空气流量提高了3.7%。由于整台压气机压比提高,压气机出口总温也提高,在保持发动机耗油率指标与原型机指标相同的情况下,可以提高主燃烧室加温

比,以提高发动机性能需要,因此 $\frac{T_3^*}{T_1^*}$ 相应提高了1.9%。这些参数提高,完全改变了发动机原匹配参数之间的关系,特别对使用稳定性带来不利因素,主要在以下3方面:

(1) 压气机设计点压比提高,特别是低压第

一级压气机负荷提高,在非设计工况下,当换算转速降低时,压气机叶片进口攻角增加比低压比的要显著,在发动机拉油门杆降转速时低压压气机工作线走向趋平缓,容易靠近不稳定边界,如图1所示,A为较低压比的低压压气机工作线,B为压比提高了4.2%的低压压气机工作线,B线比A线平缓。

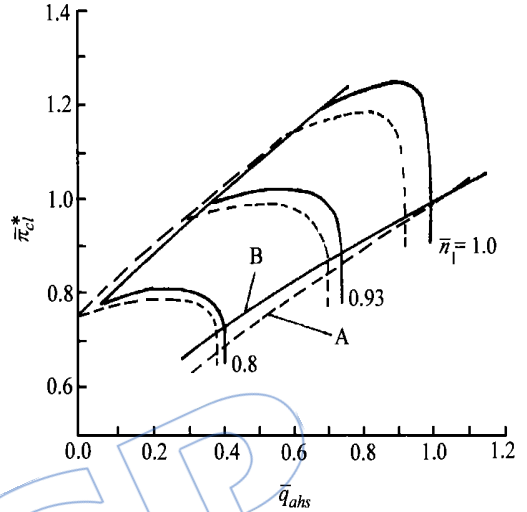


图1 低压压气机特性示意图

(2) $\frac{T_3^*}{T_1^*}$ 提高,也使压气机工作点趋向不稳定边界。

(3) 第一级压气机负荷提高,使流量特性线变陡,如图2所示。 q_1 线为负荷低的压气机流量特性线, q_2 为压气机负荷提高的压气机流量特性线。

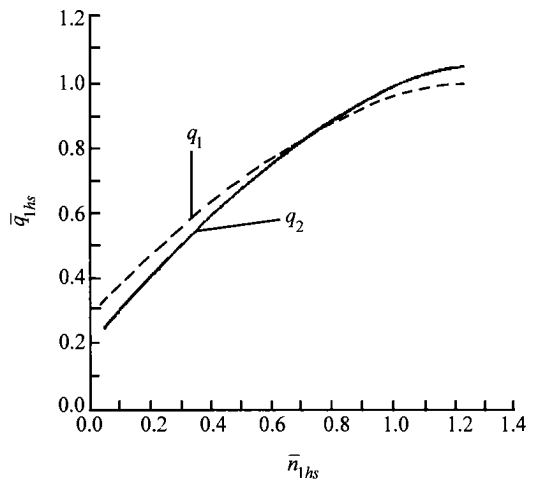


图2 发动机流量特性示意图

由于上述三方面特性变化,给发动机使用稳定性带来不利因素,为了保证发动机在确定的飞行包线内稳定可靠工作和使用性要求,应在扩大压气机稳定工作边界和调整发动机各部件匹配性

两方面做工作。本文主要对发动机涡轮导向器面积和尾喷口面积调整用数值分析方法进行研究,调整好发动机部件匹配性。

3 面积调整目标

调整高压涡轮导向器面积、低压涡轮导向器面积和尾喷口面积的目标是使发动机稳定工作裕度 ΔK_Y 满足设计指标,并尽可能大些,同时保持工作点的进口空气流量大,性能好, T_3^* 和 T_4^* 温度满足设计指标,保证发动机使用稳定性、可靠性和性能指标。

4 计算公式

在双轴涡轮喷气发动机中,高压涡轮导向器叶片喉部面积、低压涡轮导向叶片喉部面积和尾喷口面积大小确定了高压压气机和低压气机工作点位置。涡轮导向器喉部面积调整主要确定两涡轮导向器面积之比值、涡轮导向器面积绝对值大小和尾喷口面积大小。确定方法是用以下流量平衡和功平衡 6 个方程联合求解^[2~4]:

$$\frac{\pi_{tl}^*}{q(\lambda_l)} = \frac{A}{A_{dx1}\pi_{th}^*} \cdot \frac{T_3^*}{T_1^*} \tag{1}$$

式中:

$$A = \frac{m_1 A_{l1} (1 - q_{oxl}) (1 + f_b)}{m_c \sigma_{lx1} \sigma_b q(\lambda_{dx1})}$$
$$\frac{\pi_{tl}^{*(k-1)/k} - 1}{\eta_{cl}^*} = B \cdot \left[1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{th}^{*(k_G-1)/k_G}} \right) \eta_{lh}^* \right] \cdot \frac{T_3^*}{T_1^*} \left(1 - \frac{1}{\pi_{tl}^{*(k_G-1)/k_G}} \right) \tag{2}$$

式中:

$$B = \frac{\frac{k_G}{k_G - 1} R c \eta_{lh}^* \eta_{ml} [1 + (1 - q_{oxl}) f_b]}{\frac{k}{k - 1} R}$$
$$\frac{\pi_{th}^*}{q(\lambda_{l2})} = \frac{C}{A_{dx1}} \cdot \frac{T_3^*}{T_{12}^*} \tag{3}$$

式中:

$$C = \frac{m_1 A_{l2} (1 - q_{oxl}) (1 + f_b)}{m_c \sigma_b \sigma_{dx1} q(\lambda_{dx1})}$$
$$\frac{\pi_{th}^{*(k-1)/k} - 1}{\eta_{ch}^*} = D \cdot \frac{T_3^*}{T_{12}^*} \left(1 - \frac{1}{\pi_{th}^{*(k_G-1)/k_G}} \right) \tag{4}$$

式中:

$$D = \frac{\frac{k_G - 1}{k_G} R c \eta_{lh}^* \eta_{mh} (1 - q_{oxl}) (1 + f_b)}{\frac{k}{k - 1} R}$$

$$\pi_{th}^* \cdot \frac{1 - \eta_{th}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{th}^{*(k_G-1)/k_G}} \right)}{E \frac{A_{dx2} \sigma_{lx2} q(\lambda_{dx2})}{A_{dx1} \sigma_{lx1} q(\lambda_{dx1})}} = \tag{5}$$

式中:

$$E = \frac{(1 - q_{oxl}) (1 + f_b)}{1 + (1 - q_{oxl}) f_b}$$
$$\pi_{tl}^* \cdot \frac{1 - \eta_{tl}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{tl}^{*(k_G-1)/k_G}} \right)}{\frac{A_e \sigma_e q(\lambda)}{A_{dx2} \sigma_{lx2} q(\lambda_{dx2})}} = \tag{6}$$

式中符号说明: π 为压比、膨胀比; T 为绝对温度 (K); η 为效率; A 为面积; σ 为总压恢复系数; f 为相对燃油流量; $q(\lambda)$ 为流量函数; m 为计算流量用的系数; k 为绝热指数; R 为气体常数; q_{oxl} 为相对冷气流量。

上角标: * 为滞止参数。

下角标: 1 为压气机进口、空气; 12 为低压压气机出口; c 为压气机; t 为涡轮; l 为低压转子; h 为高压转子; m 为机械; G 为燃气; $dx1$ 为一级涡轮导向器; $dx2$ 为二级涡轮导向器; b 为主燃烧室; e 为尾喷口。

利用上述方程组编成分析计算软件,计算过程中有些系数取值这样考虑,喉部 $q(\lambda)$, $q(\lambda_{dx1})$ 和 $q(\lambda_{dx2})$ 取 1.0,在设计状态,涡轮导向器叶片喉部和尾喷口喉部均处于临界状态;部件压力损失系数 σ_e , σ_{dx1} , σ_{lx2} , σ_b 和部件效率 η_{tl}^* , η_{lh}^* , η_{cl}^* , η_{ch}^* 及 η_{ml} , η_{mh} 取值有二种方法,一种方法直接取自部件试验数据或设计的经验值,另一种方法用发动机台架实测的性能数据和流场参数反推各部件压力损失系数和各部件效率值。本计算对部件压力损失系数和效率确定主要采用反推法,同时也参考了设计的经验值。 A_{l1} 和 A_{l2} 面积为实际值, q_{oxl} 和 f_b 取自设计值。 A_e , A_{dx1} 和 A_{dx2} 为输入已知值。

5 工程实用算法和分析

为了具体确定 I 级涡轮导向器面积、II 级涡轮导向器面积和尾喷口面积调整范围,使发动机性能合格, T_3^* 和 T_4^* 不超温,同时稳定工作裕度满足设计要求,因此在计算方法上要加入发动机调节方案。根据具体发动机调节方案是等 n_1 转速调节,由主燃油泵的低压转子转速调节器来实现,在计算中如何实现等 n_1 调节? 在功平衡方程中已实现了低压压气机功与低压涡轮功的平衡,但没有实现 n_1 为某一定值,考虑到本计算是在设计转

表 1 计算结果

	$\overline{A_e}=0.9807$ $\overline{A_{dx2}}=0.9959$			$\overline{A_e}=0.9807$ $\overline{A_{dx2}}=1.0$			$\overline{A_e}=0.9807$ $\overline{A_{dx2}}=1.0121$		
$\overline{A_{dx1}}$	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071
$\overline{\pi_{cl}^*}/q(\lambda)$	0.9916	0.9964	1.0012	0.9819	0.9868	0.9916	0.9530	0.9578	0.9627
$\overline{\pi_{ch}^*}/q(\lambda_{12})$	1.0375	1.0284	1.0193	1.0467	1.0374	1.0283	1.0749	1.0654	1.0560
$\overline{q_a}$	1.0095	1.0048	0.9998	1.0198	1.0148	1.0098	1.0518	1.0465	1.0411
$\overline{F}$	1.0472	1.0400	1.0329	1.0691	1.0617	1.0543	1.1380	1.1300	1.1220
$\overline{T_3^*}$	1.0294	1.0276	1.0258	1.0383	1.0365	1.0347	1.0656	1.0637	1.0619
$\overline{T_4^*}$	1.0445	1.0445	1.0445	1.0566	1.0566	1.0566	1.0940	1.0940	1.0940
$\overline{sf_c}$	1.0166	1.0183	1.0201	1.0204	1.0221	1.0238	1.0322	1.0338	1.0356
	$\overline{A_e}=1.0$ $\overline{A_{dx2}}=0.9959$			$\overline{A_e}=1.0$ $\overline{A_{dx2}}=1.0$			$\overline{A_e}=1.0$ $\overline{A_{dx2}}=1.0121$		
$\overline{A_{dx1}}$	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071
$\overline{\pi_{cl}^*}/q(\lambda)$	1.0047	1.0093	1.0138	0.9954	1.0	1.0046	0.9676	0.9721	0.9768
$\overline{\pi_{ch}^*}/q(\lambda_{12})$	1.0004	0.9916	0.9829	1.0089	1.0	0.9912	1.0350	1.0259	1.0169
$\overline{q_a}$	0.9951	0.9906	0.9861	1.0046	1.0	0.9955	1.0345	1.0295	1.0246
$\overline{F}$	0.9866	0.9802	0.9738	1.0066	1.0	0.9934	1.0694	1.0622	1.0551
$\overline{T_3^*}$	0.9935	0.9917	0.9900	1.0017	1.0	0.9982	1.0271	1.0253	1.0235
$\overline{T_4^*}$	0.9887	0.9887	0.9887	1.0	1.0	1.0	1.0346	1.0346	1.0346
$\overline{sf_c}$	0.9949	0.9966	0.9983	0.9983	1.0	1.0017	1.0089	1.0106	1.0123
	$\overline{A_e}=1.0193$ $\overline{A_{dx2}}=0.9959$			$\overline{A_e}=1.0193$ $\overline{A_{dx2}}=1.0$			$\overline{A_e}=1.0193$ $\overline{A_{dx2}}=1.0121$		
$\overline{A_{dx1}}$	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071	0.9929	1.0	1.0071
$\overline{\pi_{cl}^*}/q(\lambda)$	1.0165	1.0207	1.0250	1.0075	1.0118	1.0161	0.9807	0.9850	0.9893
$\overline{\pi_{ch}^*}/q(\lambda_{12})$	0.9713	0.9581	0.9497	0.9746	0.9660	0.9575	0.9989	0.9901	0.9814
$\overline{q_a}$	0.9823	0.9783	0.9742	0.9913	0.9871	0.9829	1.0193	1.0148	1.0103
$\overline{F}$	0.9322	0.9265	0.9208	0.9565	0.9447	0.9388	1.0081	1.0018	0.9954
$\overline{T_3^*}$	0.9608	0.9591	0.9574	0.9685	0.9668	0.9651	0.9922	0.9904	0.9887
$\overline{T_4^*}$	0.9380	0.9380	0.9380	0.9484	0.9484	0.9484	0.9805	0.9805	0.9805
$\overline{sf_c}$	0.9754	0.9770	0.9787	0.9784	0.9801	0.9817	0.9879	0.9896	0.9913

速下调整三面积匹配关系使压气机工作点处于合适位置, 因此在实际计算中用低压涡轮每公斤气体发出功为常数近似代替 n_1 等于常数的调节方案。为保持低压涡轮功为常数, 当 II 级涡轮导向器面积和尾喷口面积改变时, 计算中就自动改变主燃烧室出口 T_3^* 温度和主燃烧室油气比 f_b , 实际上就是模拟了发动机供油量改变。计算结果见表 1, 表中数据为相对值。

5.1 结果分析

(1) 在 I 级涡轮导向器面积 A_{dx1} 和 II 级涡轮导向器面积 A_{dx2} 不变, 调整尾喷口面积 A_e , 当 A_e

增加时, 低压压气机 $\frac{\pi_{cl}^*}{q(\lambda)}$ 增加, 即低压压气机工作点往喘振边界方向移动, 高压压气机 $\frac{\pi_{ch}^*}{q(\lambda_{12})}$ 减小, 即高压压气机工作点离开喘振边界方向移动。发动机推力、 T_3^* 及 T_4^* 和进口空气流量都下降, 发动机性能降低。

(2) 在尾喷口面积 A_e 和 I 级涡轮导向器面积 A_{dx1} 不变, 调整 II 级涡轮导向器面积时, 当 II 级涡轮导向器面积增加时, 低压压气机 $\frac{\pi_{cl}^*}{q(\lambda_1)}$ 减小, 高压压气机 $\frac{\pi_{ch}^*}{q(\lambda_{12})}$ 增加, 即低压压气机工作点向

离开喘振边界方向移动, 高压压气机工作点向喘振边界方向移动, 发动机推力增加, 进口空气流量也增加, 但 T_3^* 及 T_4^* 和耗油率也增加。

(3) 在尾喷口面积 A_e 和 II 级涡轮导向器 A_{dx2} 不变, 调整 I 级涡轮导向器面积时, 当 I 级涡轮导向器面积增加时, 发动机各参数总的变化趋势是低压压气机 $\frac{\pi_{d1}^*}{q(\lambda_1)}$ 增加, 高压压气机 $\frac{\pi_{d2}^*}{q(\lambda_2)}$ 减小, 进口空气流量、 T_3^* 温度和推力都降低, 但变化幅度都不大, T_4^* 温度几乎不变。

(4) 分析三个面积各种调整方案, 在 $\overline{A_e} = 1.0193$, $\overline{A_{dx2}} = 1.0121$, 和 $\overline{A_{dx1}} = 0.9929$ 和 1.0 时, 低压压气机工作点和高压压气机工作点都是向扩大稳定工作裕度方向移动, 进口空气流量增大, 推力增大, 而 T_3^* 及 T_4^* 和 sfc 都下降。即用同时放大尾喷口面积和 II 级涡轮导向器的面积, 以保证低压涡轮膨胀比不变条件下, 调整 I 级涡轮导向器面积, 使发动机稳定工作裕度大, 进口空气流量大, 推力大, 油耗低, T_3^* 和 T_4^* 温度低, 但这时发动机转差要变大些, 受 n_{2max} 和高压压气机稳定工作裕度限制。尾喷口面积放大是有一定限度的, 受低压压气机稳定工作裕度和性能指标限制。

5.2 各面积调整范围具体确定

由表 1 中数据初步可看出, 各面积相互协调关系还是比较复杂的, 有些方案发动机推力比较大, 但 T_3^* 和油耗超标, 而且压气机稳定工作裕度不好; 有些方案压气机稳定工作裕度好, 但发动机性能没有达到指标等, 各指标都比较合适的三面积调整范围也比较窄, 如果全用实际发动机在台架上调整试验办法来确定, 可能非常费时和费财, 而且还不能完全确定出最好的调整方案的组合和各面积调整范围。

用本计算分析方法并结合少量试验就可确定三面积调整范围。确定步骤:

- (1) 计算, 并用实际发动机台架试验数据校正计算, 以提高计算准确性。
- (2) 选择参考点, 如以设计点参数为参考点,

将计算值转为相对值。

(3) 分析表中数据, 得出三面积取值范围, 规定一级涡轮导向器面积 $\overline{A_{dx1}}$ 取在 0.9929~1.0 范围, 二导面积 $\overline{A_{dx2}}$ 取为 1.0121 加正公差, 尾喷口面积 $\overline{A_e}$ 取为 1.0193 加正公差。

6 结 论

(1) 在双轴式涡轮喷气发动机中高低压涡轮导向器面积和尾喷口面积相互匹配是非常重要的, 但三面积相配技术比较复杂, 本计算方法可有效解决此问题。

(2) 三面积相互匹配调整方案选择根据具体发动机情况确定, 如: 当低压压气机稳定裕度比较紧张, 而高压压气机稳定裕度比较宽裕时, 可将低压压气机工作点下调, 高压压气机工作点上调, 即可选择 $\frac{\pi_{d1}^*}{q(\lambda_1)} < 1.0$, 而 $\frac{\pi_{d2}^*}{q(\lambda_2)}$ 可超出 1.0, 使整机稳定工作裕度满足设计要求。

(3) 对本型发动机三面积匹配关系经计算分析认为同时放大尾喷口面积和 II 级涡轮导向器面积, 保持低压涡轮膨胀比不变的匹配方案是比较好的, 发动机稳定裕度大, 进口空气流量大, 推力大, 油耗低, T_3^* 和 T_4^* 温度低, 即 5.2 项的第 (3) 条方案。

(4) 本方法经实际应用有好的效果, 解决了某新机三面积匹配问题。

参考文献:

- [1] 郭子仲, 尚义. 双转子涡喷发动机的转差调整[J]. 航空动力学报, 1989, 4(1): 17-20.
- [2] 三院校合编. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [3] 聂加耶夫 IOH, 费多洛夫 P M. 航空燃气涡轮发动机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [4] 聂加耶夫 IOH. 航空动力装置控制规律与特性[M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.

(责任编辑 吴一黄)