

涡扇发动机可变几何参数调节 对性能影响的分析

北京航空航天大学 朱之丽** 张津

【摘要】 对于混合排气加力涡扇发动机可变几何参数调节对其性能的影响进行了分析研究, 结果表明在超声速飞行条件下调节几何参数对于改善性能有显著效果。

主题词: 燃气轮机 航空涡扇发动机 性能分析 可变几何 调节

分类号: V 235 13

1 引言

下一代多用途战斗机在执行任务时, 不同航段对发动机性能的要求不同, 其中要求最为苛刻的航段有: 超声突防航段($H = 9\text{km}$, $M a = 1.5 \sim 1.6$)、亚声战斗盘旋($H = 9\text{km}$, $M a = 0.9$)以及超声战斗盘旋($H = 9\text{km}$, $M a = 1.6$)航段。为适应和满足这类飞机各种要求, 确保发动机在宽广的工作范围内安全可靠, 除在发动机总体设计、部件设计各方面采用先进技术外, 还必须依靠全数字电调系统实现对发动机的多参数控制和广泛采用可变几何调节方案。发动机几何参数调节除了可以改善部件特性外, 还可以根据飞行航段的不同需要更加积极主动和灵活地调整发动机的性能。而且可调节的几何参数越多, 灵活性越强, 这正是变几何发动机具有强大生命力和广阔前景的原因所在^[1, 2, 4]。对于混合排气涡轮风扇发动机, 可以调节的几何参数一般包括有: 尾喷管喉道截面积 A_8 和出口截面积 A_9 、混合器进口截面积比 A_R 、高压及低压涡轮导向器喉道截面积、高压压气机和风扇进口导流叶片角度以及进气道捕获面积 A_C 等^[3]。本文选择了其中的 A_8 、 A_9 、 A_R 和 A_C 这4个几何参数, 研究了当对这些参数调节时给发动机性能带来的影响。将主要针对超声突防、亚声战斗盘旋和超声战斗盘旋以及最大飞行 $M a$ 数等飞行状态进行分析研究, 超音突防段中发动机采用军用工作状态, 调节规律 $T_3^* = \text{常数}$; 另外3个航段发动机采用全加力状态, 调节规律为 $T_3^* = \text{常数}$ 和 $T_{af}^* = \text{常数}$ 。

2 调节 A_8 对性能的影响

表1和图1、2给出了当 A_8 不同的相对变化时, 各重要航段发动机性能参数变化及共同工作点的移动情况。现分析计算结果如下。

(1) 图1中各“O”点表示几何参数保持设计值时各飞行段风扇工作点。将 A_8 调大10%时, 风扇工作点从“O”点移到“A”点, 反之移到“B”点。原因是, 当调大 A_8 时, 使低压涡轮出口和风扇外涵出口反压降低, 结果造成一方面使风扇增压比降低, 同时外涵流通能力增加使涵道比

表 1 调节 A_8 和 A_{55} 对典型飞行航段发动机参数的影响

飞行状态	面积变化(%)		参 数 变 化 (%)								
Ma & H	A_8	A_{55}	BPR	WAF	WAC	PRF	PRC	F	SFC	$SM1$	$SM2$
$Ma=0.9$ $H=9\text{km}$	10	0	23.26	0.03	- 5.83	- 7.13	1.15	- 2.09	1.03	41.01	- 1.76
	- 10	0	- 40.52	- 0.05	6.60	8.46	- 0.89	2.55	- 4.48	- 42.00	0.41
$Ma=1.6$ $H=9\text{km}$	10	0	20.00	5.41	- 1.14	- 2.59	1.26	4.65	1.16	52.70	0.29
	- 10	0	- 18.73	- 6.15	0.06	1.62	- 1.60	- 5.53	- 1.12	- 56.31	0.48
	0	10	- 3.98	3.25	4.63	9.74	- 2.13	3.81	- 0.63	- 13.38	4.04
$H=9\text{km}$	0	- 10	4.93	- 2.12	- 3.72	- 4.39	0.71	- 2.44	0.49	10.36	- 3.27
	10	10	8.64	8.54	5.52	7.64	- 1.07	8.33	0.40	5.54	5.51
$Ma=2.0$ $H=11\text{km}$	10	0	16.67	3.52	- 2.45	- 3.20	0.63	2.64	1.23	59.13	0.37
	- 10	0	- 12.30	- 6.13	0.91	0.19	- 1.67	- 5.89	- 0.54	- 33.26	- 1.19
	0	10	- 1.88	2.09	2.87	5.05	- 2.06	2.40	- 0.35	- 3.41	3.23
$H=11\text{km}$	0	- 10	5.61	- 4.96	- 6.84	- 9.45	2.75	- 5.63	0.89	34.04	- 2.48
	10	10	6.76	7.50	4.82	6.55	- 1.67	7.16	0.42	25.40	5.40
$Ma=1.5$ $H=9\text{km}$	10	0	20.06	3.62	- 2.57	- 3.78	1.20	- 2.71	0.10	47.33	- 0.19
	- 10	0	- 28.09	- 8.63	0.29	5.96	- 4.98	- 1.79	1.70	- 76.79	1.97
	0	10	- 6.80	0.08	2.33	4.44	- 2.12	1.46	0.32	- 19.88	3.37
$H=9\text{km}$	0	- 10	0.24	- 2.58	- 2.59	- 3.73	1.25	- 2.78	0.68	1.60	- 2.58
	10	10	12.05	5.04	1.19	2.37	- 1.68	0.30	0.10	25.60	5.31

加大; 另一方面低压涡轮功率加大使低压转子转速增加。两方面原因使风扇工作点移至右下方, 喘振裕度加大。(2) 因为所计算的飞行状态下低压涡轮均处于堵塞状态, 调节 A_8 对高压转子共同工作线不产生影响, 因而工作点移动量很小(图 2)。(3) 从表 1 的计算结果得知, 飞机

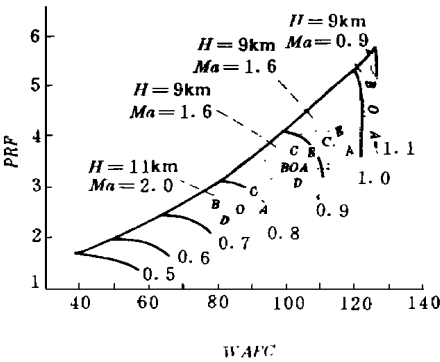


图 1 调节 A_8 和 A_{55} 对风扇共同工作点的影响

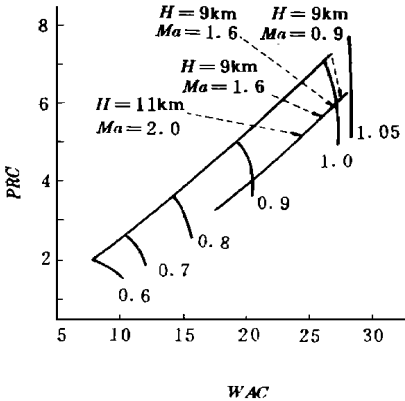


图 2 调节 A_8 和 A_{55} 对压气机共同工作点的影响

在作超声速飞行时, 调大 A_8 可使加力推力明显增加, 加力耗油率也增大; 而在亚声盘旋飞行条件下, 调大 A_8 未能给发动机性能改善带来益处。分析以上计算结果, 导致如此变化的原因在于, 在超声速飞行条件下, 风扇换算转速较低, 调大 A_8 可使进入发动机的总空气流量明显增大, 因此加力推力增大。加力耗油率增大则因为: ①涵道比加大使混合器出口气流总温下降, 加力燃油流量增加; ②风扇增压比和效率下降。在亚声速盘旋飞行时, 风扇将在相对换算转速大于 1.0 范围内工作, 风扇处于堵塞状态(见图 1), 这样调大 A_8 将不能使发动机总空气流量增加、推力增大, 反而因风扇增压比和效率降低以及涵道比增大导致推力下降, 耗油率增加。(4) 表 1 还给出了 A_8 调节对超声突防飞行航段发动机性能的影响。从表列结果可以得知, 欲改善超声巡航段发动机性能, 单靠调节 A_8 是不起作用的。

3 调节 A_R 同时调节 A_8 和 A_R 的影响

在混合器进口内、外涵总面积之和不变的条件下调节内涵进口截面面积 A_{55} , 使内、外涵面积比 A_R 变化, 可以有效改变发动机的涵道比, 从而达到调整性能的目的。为分析 A_R 变化时发动机性能的影响, 选择了超声巡航、超声战斗盘旋和高速飞行 3 个典型飞行状态进行了计算, 结果见表 1 和图 1、2。

(1) 调大 A_{55} 使 A_R 增大, 外涵流量减小, 涵道比减小; 低压涡轮膨胀比加大, 使风扇转子转速增加, 结果使风扇工作点从“O”点移到“C”点, 喘振裕度减小; 反之移至“D”点, 见图 1 所示。(2) 调节面积比 A_R 与调节 A_8 相类似, 对高压压气机工作点影响不大, 如图 2 表示。(3) 由表 1 结果得知, 调大 A_{55} (即调大 A_R) 可使发动机加力和不加力推力增大, 加力耗油率下降而不加力耗油率变化不大。因为 A_{55} 调大可引起: ①进入内涵的空气流量增加, 发动机总空气流量加大; ②风扇增压比增加, 涵道比减小, 有利于单位推力增大。综合作用结果导致上述性能参数变化。但风扇喘振裕度因 A_{55} 增大而减小。

由以上分析结果知, 单独调节 A_8 或 A_R 时, 均不能达到令人满意的结果。如果在调节 A_8 的同时, 配合面积比 A_R 的调节, 将可以使风扇增压比和总空气流量同时增大, 并且可以保持较高的风扇效率和足够的喘振裕度。正如图 1 所示, 当将 A_8 和 A_{55} 同时调大 10%, 风扇工作点从“O”点移向“E”点。如此调节所引起的各参数的变化见表 1, 调节可使发动机加力推力显著加大, 而加力耗油率增加不多。例如在超声盘旋段推力增加 8.33%, 耗油率变化 0.40%。

4 调节 A_9 的影响、 A_c 的调节

军用涡扇发动机工作范围很宽, 尾喷管可用膨胀比可高达 20 以上。为减小气流在尾喷管内因不完全膨胀或过度膨胀引起的推力损失, 要求 A_9 必须可调。发动机在全加力状态和军用状态工作时, 可按气流在尾喷管内达到完全膨胀且推力系数保持最大的条件制定 A_9 的调节规律。图 3 给出了两种不同调节规律调 A_9 时发动机最大状态性能的对比。图 3 中虚线表示按完全膨胀调节 A_9 时的特性, 实线表示将 (A_9/A_8) 的最大值限制在 1.6 条件下调节 A_9 而获得的特性。对比说明, 在高速

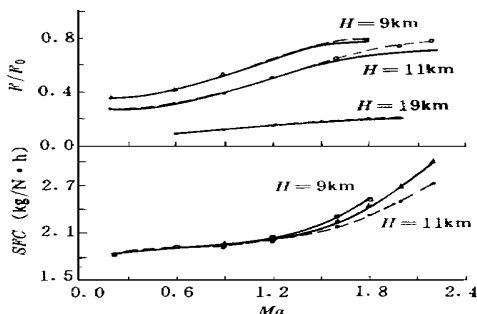


图 3 调节 A_9 对全加力性能的影响

飞行条件下,后一种调节方案将会导致较显著的性能损失。但是如果完全按照完全膨胀来调节 A_9 ,虽可减小因不完全膨胀造成的损失,过分大的面积比值 A_9/A_8 将导致扩张角太大而引起喷管角向流动损失和分离损失增大。因此在确定 A_9 调节规律时,需按尾喷管内、外流损失达最小权衡考虑。

在设计进气道时常选取某一飞行状态作为设计点,并按此状态下进气道与发动机流量匹配条件确定出捕获面积 A_c 。如若采用固定 A_c 的进气道,在非设计点工作时出现的进气道供气量与发动机需气量不相匹配的现象,引起性能损失增大,损失程度列举于表 2。

表 2 调节捕获面积 A_c 对性能的影响

$H\text{ (m)}/M_a$	最 大 状 态			节 流 比	超 声 巡 航				
	A_c 固定	A_c 调节			A_c 固定		A_c 调节		
	$\triangle F$ (%)	$\triangle F$ (%)	A_c (m ²)		$\triangle F$ (%)	SFC_A	$\triangle F$ (%)	SFC_A	A_c (m ²)
5000/1.6	12.79	7.00	0.3024	1.0	16.27	1.355	13.48	1.311	0.3470
5000/2.0	10.23	3.44	0.3071	1.05	12.93	1.341	12.41	1.333	0.3689

注: $\Delta F\text{ (%)}$ 为推力损失; SFC_A 为安装耗油率。

为了在各种飞行条件下进/发达到流量相互匹配,最好按图 4 给出的所需捕获面积 A_{creq} 的变化规律调节 A_c ,调节结果可使损失显著减少(见表 2)。随飞行 Ma 数变化 A_{creq} 变化很大(图 4),实际上难以按这种规律调节 A_c ,往往需配合有放气门、辅助进气门的调节达到减小损失的目的。此外, A_c 的调节还应考虑其对进气道外罩阻力的影响。

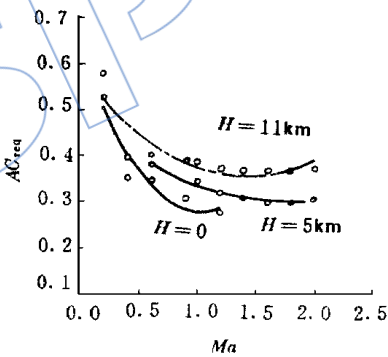


图 4 所需 A_{creq} 随飞行条件的变化

结论 (1)在超音速飞行范围内,调大尾喷管喉道面积是加大发动机最大状态推力的行之有效的办法,而且飞行马赫数越高,效果越明显。(2)调大 A_8 可有效加大风扇的喘振裕度。(3)调节混合器进口内外涵面积比可控制涵道比的大小。调大内涵面积将有利于改善发动机性能,但会使风扇喘振裕度降低。(4)尾喷管喉道面积和混合器进口内外涵面积比相互配合调节,可使风扇增压比和空气流量增大,同时保持较高的风扇效率和足够的喘振裕度。(5) A_c 和 A_9 的调节对推进系统性能产生不容忽视的影响,为使推进系统整体性能最优,在设计初期应将这两个参数的调节规律作为自变量加入到飞机/发动机一体化设计中通盘考虑。

参 考 文 献

1 Roy-A irino J E A. Consideration for the U se of V ariable Geometry in Gas Turbines A S M E 90-GT-271
2 Harold Brown, W illiom S F. Integrated Fight and Propulsion Operating Mode for A dvanced Fighter Engine A S M E 83-GT-184
3 C M 斯辽赫钦科, B A 索苏洛夫编 双路式涡轮喷气发动机 国防工业出版社, 1986
4 Swan W C. Opportunities for V ariable Geometry Engine in M ilitary A ircraft A D A 040189

(责任编辑 魏星禄)

A MULTI- OPERATING POINTS GPA METHOD FOR ENGINE FAULT DIAGNOSIS

Chen Daguang, Han Fengxue, Tang Genglin

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

ABSTRACT The feasibility of the multi- operating points gas path analysis (GPA) for engine fault diagnosis has been analyzed. The averaged error of estimation J is an effective criterion for determining the diagnosis accuracy. The recommended value of J has been given according to the numerical tests. It has been analyzed how the number of the operating points and the selection of the monitoring parameters affect the effectiveness of diagnosis. It is shown that the number of the necessary operating points can be significantly reduced and the diagnosis accuracy can be enhanced as the monitoring parameters are increased properly and selected correctly. Supplemental measurement of the pressure behind high pressure compressor and the pressure between high and low pressure turbines is a practicable measure for improving the diagnosis accuracy.

Key words Gas turbines Aircraft engines Fault diagnosis Gas path analysis

IMPACT OF VARIABLE GEOMETRY ADJUSTMENT ON TURBOFAN ENGINE PERFORMANCE

Zhu Zhili and Zhang Jing

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

ABSTRACT The impact of variable geometry adjustment on performance of military turbofan engine with afterburner is analyzed and discussed. The results show as follows: During supersonic flight, increasing the nozzle throat area is an effective way to increase thrust of engine, and the higher the flight Mach number, the more remarkable the effectiveness; the nozzle throat area enlargement results in raising the surge margin of the fan effectively; the bypass ratio can be controlled by adjusting the ratio of inner and outer areas at mixer inlet, and enlarging inner area improves the performance of the engine with afterburner, but narrows the surge margin of the fan. The operating point of the fan will be optimized when the nozzle throat area and the area ratio of mixer inlet are regulated jointly and coordinately. It will be of benefit to the engine performance improvement that the pressure ratio of the fan and the mass flow increase simultaneously, while the efficiency and the surge margin of fan are kept up at a high level.

Key words Gas turbines Aircraft engines Performance analysis
Variable geometry adjustment

A REAL - TIME SIMULATION MODEL OF A TWO- SPOOL TURBOJET ENGINE

Liu Yan, Liu Wei, Chen Fuqun

(7th Dept, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Sun Bin (Shenyang Aeroengine Research Institute)

ABSTRACT A mathematical model for real-time simulation of two-spool turbojet engine has been established, which comprises a linearized compressor characteristics model, simplified turbine characteristics and the dimension-reducing method of non-linear equation set. Under the identical regime and inlet flow conditions, the performance of the two-spool turbojet engine was simulated respectively by real-time model and non-real-time model. The results of the simulations were compared with test data. Favorable results of the comparison give the validation of the fundamental hypothesis of this study. This model makes a very good compromise between computation