

推进系统性能分析

北京航空航天大学 张 津

摘 要

本文应用我们所建立的推进系统性能计算程序,研究进气道-发动机-喷管匹配,分析了各种设计参数和使用条件对推进系统性能的影响,并把推进系统和飞机组成一个系统,进行发动机最佳循环参数的优选。

一、引 言

现代军用战斗机具有高空、高速、大机动和多用途的特点。飞机飞行条件和发动机工作状态变化范围很大,以致安装后的发动机、进气道和喷管组成推进系统所带来的安装损失已不能忽视,在某些飞行条件下可达发动机净推力的30%。研究进气道-发动机-喷管匹配,减少安装损失,获得最佳推进系统性能,已成为飞机/发动机一体化设计的关键之一。为此必须建立计算进气道特性、喷管特性、发动机非安装特性的方法,并对三者进行匹配来定量评价推进系统性能。在此基础上,把推进系统和飞机组成一个系统,进行系统性能计算和优化,确定最佳进气道和喷管的类型、设计参数和调节规律,并确定最佳发动机循环参数和控制方案。

本文应用我们建立的推进系统性能计算程序,分析了各种使用条件 and 设计参数对推进系统性能的影响,如飞行条件、发动机工作状态、进气道捕获面积的选择、放气量调节规律的选择以及进气道和喷管类型的选择。最后建立了飞机/推进系统的一体化程序,对发动机的循环参数进行优选。为使计算和分析结果便于理解,先简介推进系统性能计算程序。

二、计 算 程 序

此程序以文献〔1、2、3〕为基础,包括:

1. 进气道和喷管/后体的内外流特性数据文件系统〔4〕,(已存入19种进气道和9种喷管/后体的特性);
2. 进气道和喷管/后体特性导出程序〔5〕,用来计算新设计进气道和喷管/后体的特性(图1);
3. 快速计算发动机非安装性能的程序〔6〕。

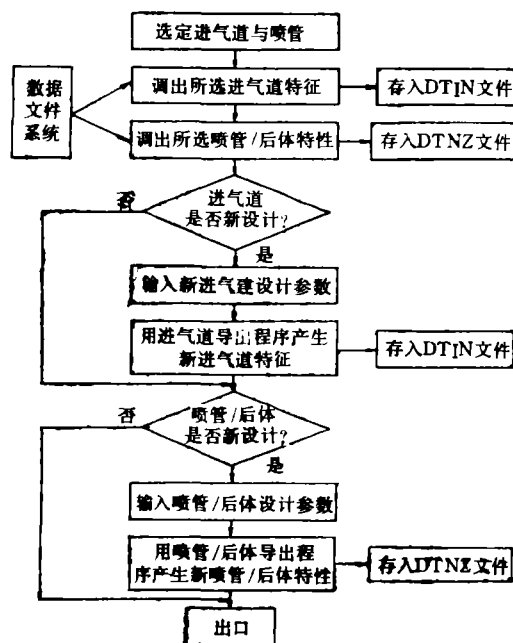


图1 计算进气道和喷管/后体特性的流程图

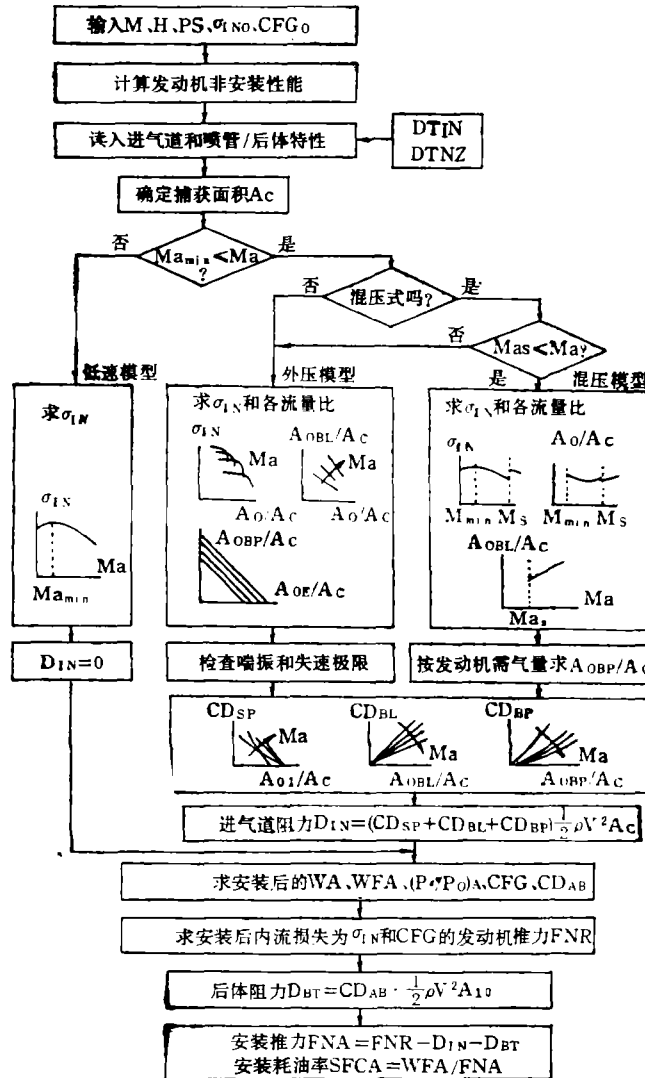


图 2 计算进气道-发动机-喷管性能匹配的程序

4. 计算进气道-发动机-喷管性能匹配,求得安装推力FNA和安装耗油率SFCA的程序^[4](图2)。

输入参数是飞行Ma数、飞行高度H、油门角度PS、计算发动机非安装性能所取的进气道总压恢复系统 σ_{1NO} 和喷管推力系数 CFG_0 。在外压模型中,根据进气道和发动机流量匹配来确定进气道总压恢复系数 σ_{1N} 和各流量比 A_{OE}/A_c 、 A_O/A_c 、 A_{O1}/A_c 、 A_{OBP}/A_c 、 A_{OBL}/A_c ,它们的定义见图3。 A_{OBP}/A_c

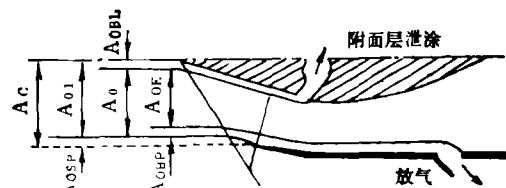


图 3 进气道模型

可按图2所推荐规律确定,也可按其他放气/溢流规律确定。混压式进气道起动后按混压模型计算,富余气量全部由放气门放出。根据M和 A_{O1}/A_c 、 A_{OBL}/A_c 、 A_{OBP}/A_c 分别求出溢流阻力系数 CD_{SP} 、附面层泄除阻力系数 CD_{BL} 和放气阻力系数 CD_{BP} 然后可求得进气道阻力 D_{IN} 。

由于安装后的 σ_{IN} 不同于 σ_{INO} , 故按 σ_{IN}/σ_{INO} 修正空气流量、燃油流量和喷管压比, 求得 WA 、 WFA 和 $(P_g^*/P_o)_A$, 按所求得的参数计算喷管推力系数 CFG 、后体阻力系数 CD_{AB} 和后体阻力 D_{BT} 。计算安装后进气道和喷管内流损失为 σ_{IN} 和 CFG 的发动机推力 FNR 。安装推力 FNA 和安装耗油率 $SFCA$ 用下式计算:

$$FNA = FNR - D_{IN} - D_{BT}, \quad SFCA = WFA/FNA$$

三、推进系统性能分析

1. 飞行 Ma 数和发动机工作状态对推进系统性能的影响 在发动机全加力状态和最大状态时, 飞行 Ma 数对推进系统性能影响见表 1。计算非安装推力 F 时选取 $\sigma_{INO} = 0.97$ 、 $CFG_o = 1.0$ 。总安装损失为 $F - FNA = (F - FNR) + D_{IN} + D_{BT}$, 其中 $(F - FNR) = \Delta F'$ 表示安装后 σ_{IN} 和 CFG 改变造成的推力损失, $\Delta F\%$ 表示总安装损失占非安装推力 F 的百分数。由表 1 可知: 在较高超音速飞行时, 由于冲波损失增大, $(F - FNR)$ 在装机损失中占较大比例。在全加力状态下, 当 $Ma = 2.0$ 、 $H = 8000m$ 时 $\Delta F\%$ 可达18.2%, 其中内流损失占11.5%。在最大状态时, 由于喷管出口面积小于全加力状态的值, 后体阻力也占相当大的比例, 如在 $Ma = 1.8$ 、 $H = 8000m$ 时, 总安装损失高达31.7%, 其中内流损失为11.4%, 进气道阻力为9.4%, 后体阻力为10.9%。

发动机转速对推进系统性能影响见表 2, 计算结果表明: 随着发动机转速 N_1 减小, σ_{IN} 和 CFG 增大, 而且 σ_{IN} 大于 σ_{INO} 以致 FNR 大于 F , 说明非安装性能计算时所选的 $\sigma_{INO} = 0.97$ 太低了。发动机节流使 D_{IN} 和 D_{BT} 均增大, 推进系统性能降低, 例如在 $H = 11000m$ 、 $Ma = 0.97$ 、 $N_1 = 0.75N_{1max}$ 时, 安装造成推力下降21%。

总之, 在某些飞行条件和油门角度下安装损失可达发动机非安装推力的(20~30)%, 所以优选进气道和喷管的设计参数和调节规律, 优选发动机的循环参数和控制方案以改善进气道-发动机-喷管匹配, 提高推进系统性能是非常重要的任务。

2. 进气道捕获面积 A_c 对推进系统性能的影响 A_c 设计值选择不当会造成较大的安装损失, 图 4 表示不同 A_c 的进气道和同一台发动机匹配后的推进系统性能。从图 4 看出: 选择过大的 A_c 将使高 Ma 数下的安装推力迅速下降, 甚至造成进气道喘振。某飞机用一新型发动机替换原型发动机时, 由于改型发动机的空气流量大, 造成进气道和发动机不匹配, 使飞机性能达不到预期要求, 后来采用改变 A_c 的方法解决了问题。

3. 放气量调节规律对推进系统的影响 当进气道供气量大于发动机需气量时, 富余气

表1 飞行 Ma 数对推进系统性能影响 ($H = 8000m$)

参 数	全 加 力 状 态				最 大 状 态			
	Ma	1.0	1.4	1.8	2.0	1.0	1.4	1.8
F (kg)	4732	6444	8177	9932	2957	3797	4494	
$\Delta F'$ (kg)	77.6	325	803	1138	55	219	512	
D_{IN} (kg)	27.4	191	423	437	27.4	191	423	
D_{BT} (kg)	52.8	178	219	231	126	394	488	
FNA (kg)	4574	5750	6732	8126	2749	2993	3071	
$\Delta F\%$	-3.34	-10.8	-17.7	-18.2	-7.05	-21.2	-31.7	

表 2 发动机转速对推进系统性能影响
($H = 11000m$, $Ma = 0.90$)

N_1/N_{1max}	0.75	0.80	0.85	0.90	0.95
$F(kg)$	531	754	1003	1392	1643
$(F-FNR)(kg)$	-2.7	-8.9	-25.4	-45.0	-50.4
$D_{IN}(kg)$	79.2	52.0	31.5	15.4	10.7
$D_{BT}(kg)$	35.6	32.1	28.7	24.4	22.2
$FNA(kg)$	418.9	678.8	968.2	1397	1661
$\Delta F\%$	-21.1	-10	-3.5	+0.37	+1.0

量处理是进气道/发动机匹配的重要问题。富余气量可在发动机前放走或/和在进气道唇口前溢流。放气造成放气阻力,包括动量阻力和放气门阻力;溢流造成溢流阻力,包括附加阻力和唇口外表面的压差阻力,恰当选择放气量和溢流量可以得到最佳的推进系统性能(见图5)。一般可按进气道阻力最小,或安装推力最大,或安装耗油率最小的准则确定最佳放气量调节规律。为简化进气道结构,在不过多增加进气道阻力条件下可采用不放气的调节规律。混压式进气道在起动后应采用富余气量全部放出的调节规律。

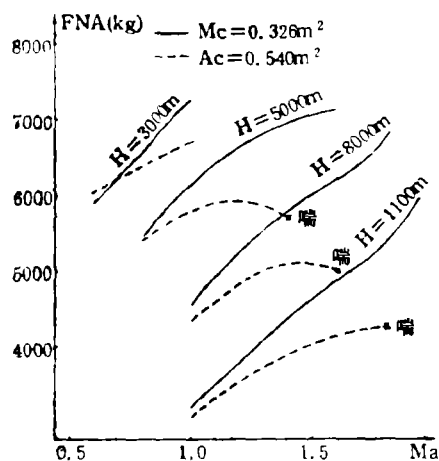


图4 不同 A_c 的推进系统性能(全加力状态)

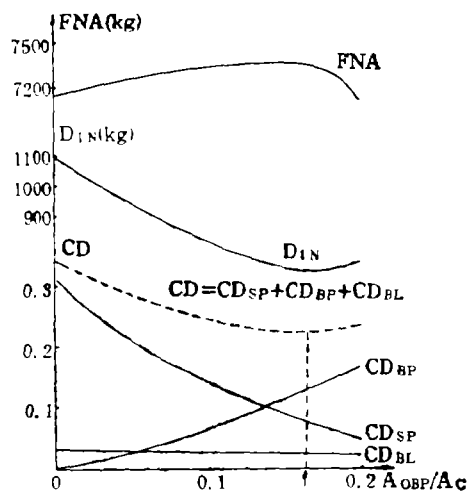


图5 放气量对推进系统性能的影响($H=5000\text{m}$, $Ma=1.6$, 全加力状态)

4. 不同进气道对推进系统性能的影响 同一台发动机和不同进气道相匹配,安装推力有很大差别。计算了四种不同进气道和一台涡喷发动机相配合的推进系统性能(见图6),这四种进气道的特点见表3。

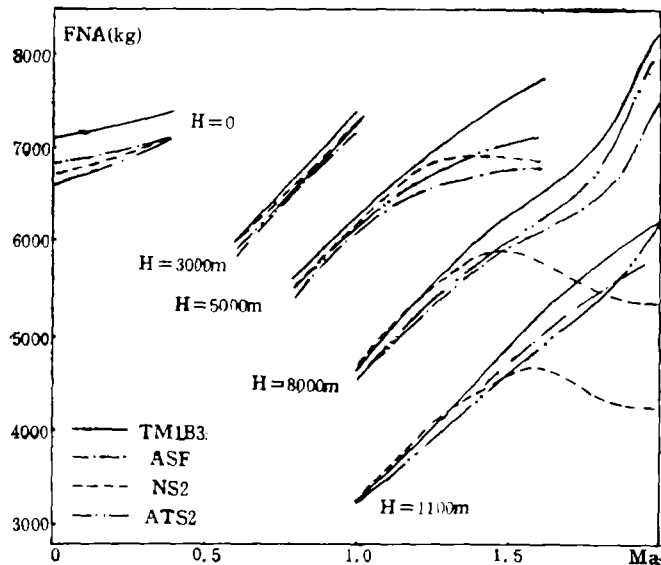


图6 四种进气道同一台发动机匹配的推进系统性能(全加力状态)

从图 6 可知: 正冲波进气道在低速时有良好性能, 但在高速下安装损失急剧增大。计算所用发动机和进气道 TM1B3 相匹配可在全加力状态得到最大的安装推力。因此, 根据飞行任务正确选择进气道类型, 设计参数和调节规律是有重要意义的。

表 3 四种进气道的特点

名 称	设计 Ma	特 点
NS2	2.0	正冲波进气道
ATS2	2.0	四波系二元外压式进气道, 可调楔角
ASF	2.5	同上
TM1B3	2.5	三波系半圆外压式进气道, 第二个锥角可调

四、推进系统性能对最佳发动机循环参数选择的影响

在飞机/发动机最佳循环参数一体化选择的研究中, 选择加力涡喷发动机和两组不同的进气道和喷管组成推进系统, 一组为某型进气道和喷管, 一组为 ATS2 进气道 + 圆形可调数扩喷管 (208NTTY), 按图 7 所示流程图为该飞机动力改型进行发动机循环参数优选, 优化的目标值、约束条件和计算结果如下:

1. 目标值 为增加中低空机动能力和航程, 选用多个目标参数组成目标值 M 为:

$$M = 0.3 (\overline{SEP} / \overline{SEP}_{F7}) + 0.3 (\overline{YN} / \overline{YN}_{F7}) + 0.4 (L / L_{F7})$$

式中 $\overline{SEP}$ 为 8 个中低空跨音飞行条件下单位剩余功率的平均值; $\overline{YN}$ 为法向过载的平均值; L 为航程。

2. 约束 起飞滑跑距离、最大平飞 Ma 数和实用升限不得劣于原来值。 $\overline{SEP}$ 、 $\overline{YN}$ 和 L 也不能小于原来值。发动机地面最大流量和原发动机相同, 以保证改型发动机换装到飞机上改型时保持飞机载油量不变, 改变发动机循环参数将引起发动机重量和飞机起飞总重改变。最大 T_3^* 为 1600K, 最大加力温度 T_j^* 为 2000K。

3. 计算结果: 在上述条件下进行优化, 发动机最佳循环参数和飞机性能列入表 4。从优化结果看出: 不同进气道和喷管对应不

表 4 优化计算结果

参 数		某型进气道和喷管	ATS2 + 208NTTY
最佳方案	π_k^*	15.5	15.0
循环参数	$T_3^*(k)$	1600	1600
	$T_j^*(k)$	2000	2000
	$W(kg/s)$	64.5	64.5
起飞距离 (m)		1151	994.7
实用升限 (Ma = 1.8) (m)		18600	18300
最大平飞 Ma (H = 13000m)		>2.0	>2.0
SEP		115.9	127.4
YN		4.495	4.636
L(km)		1343	1325
发动机重量 (kg)		1009	995.4

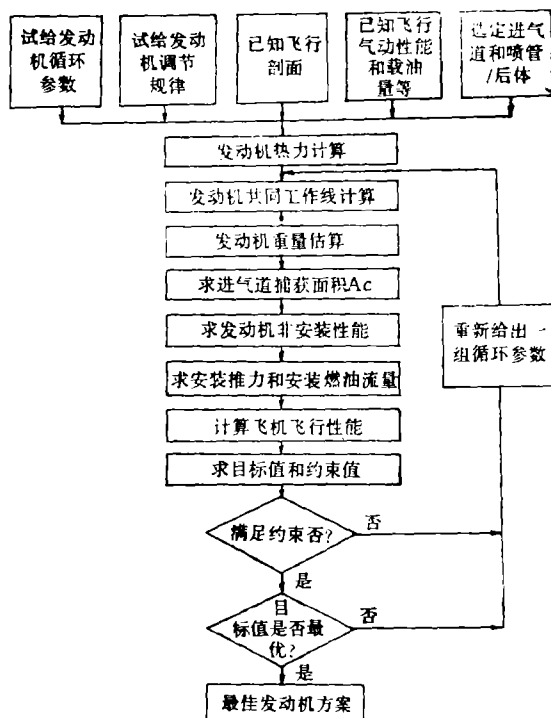


图 7 优化程序

同的最佳循环参数和飞机性能, $ATS_2 + 208NTTY$ 方案具有较好的低速和跨音速性能, 所以起飞滑跑距离、 $\overline{SEP}$ 和 $\overline{YN}$ 优于原型进气道和喷管方案。而后者由于最佳增压比较大, 经济性稍好, 所以航程长一些, 在 $Ma = 1.8$ 的条件下飞机所用引射喷管推力增益大, 所以安装推力大, 实用升限高。

五、结 论

1. 发动机的安装损失在某些飞行条件和油门角度下可达非安装推力的(20~30)%, 所以必须重视进气道-发动机-喷管的性能匹配, 采用减少安装损失, 提高推进系统性能的有效措施。

2. 在设计推进系统时必须正确选择进气道捕获面积 A_0 和放气/溢流方案。对发动机的循环参数和控制方案, 进气道和喷管的类型、设计参数、调节规律同时进行优化, 以获得最佳推进系统。

3. 在飞机/发动机一体化设计中, 必须计入推进系统性能的影响。

4. 本文所提供的方法和程序可用于飞机、发动机方案论证, 也可对已有飞机和发动机的方案进行分析和评价。

参 考 文 献

- [1] Kowalski, Edward J., "Computer Code for Estimating Installed Performance of Aircraft Gas Turbine Engines", NASA-CR-159691, 1979
- [2] Ball, W.H., Hickcox, T.E., "Rapid Evaluation of Propulsion System Effects", ADBO31629, 1978.
- [3] Ball, W.H., "Propulsion System Installation Corrections", AD907815, 1972.
- [4] 杨敏、张津、邓正涛, "推进系统性能计算", 北航科研报告BH-B2219, 1986年。
- [5] 石伟、张津、陈大光、杨敏, "进气道性能导出方法及其在推进系统性能计算中的应用", 北航科研报告BH22-20, 1986年。
- [6] 张津、陈大光、朱行建、朱之强, "发动机最佳循环参数一体化选择研究", 中国航空科技文献HJB840229, 1984年。

ABSTRACTS OF FULL-LENGTH PAPERS

ON EVALUATION OF AIRCRAFT PROPULSION SYSTEM PERFORMANCE

Tao Zengyuan (*Air Force Engineering Institute*)

Xu Qishan and Chen Xiaoxiong (*Air Force*)

In order to meet the requirements of performance evaluation for an aircraft propulsion system, the paper elaborates on how to implement the procedures, contents and methods specified in National Military Standards and other concerned problems. The paper can serve as a reference in designing, developing and testing an aircraft or an aeroengine and as one of the main arguments for checking and accepting the aircraft propulsion system performance in aircraft qualification flight tests.

PERFORMANCE ANALYSIS OF A PROPULSION SYSTEM

Zhang Jing (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

Performance analysis programs of a propulsion system are established and recommended as tools for estimating installation penalties. The performance parameters such as inlet capture area, inlet pressure recovery, inlet drag, nozzle gross thrust coefficient, nozzle/afterbody drag, installed thrust and specific fuel consumption can be obtained on condition that the uninstalled engine performance is matched with the inlet/nozzle internal and external performances. The influences of design parameters and operation conditions on the propulsion performance are also discussed. Finally, an aircraft/propulsion system integrated program has been worked out which can optimize the engine cycle parameters. The numerical results obtained show that the installation penalties are 20% to 30% at the identical flight conditions and throttling settings. Therefore it is very important to reduce the installation penalties and to reach the optimal integrated propulsion performance.