

基于安装性能的航空发动机中间状态喷管 调节计划优化

谢业平¹, 尚守堂^{1,2}, 李建榕¹, 施 磊¹

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 沈阳 110015;

2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以 Matlab 为平台, 结合 MS-DOS 命令和计算流体动力学(CFD)软件操作日志, 成功实现将发动机零维总体性能计算程序和二维喷管内外流场 CFD 软件结合的数值缩放技术. 为优化飞机推进系统巡航状态性能, 耦合飞机后体阻力优化航空发动机喷管喉道面积、喷管出口面积的调节计划. 计算结果表明: 在保持发动机稳定裕度的前提下, 如仅优化喷管出口面积, 在大马赫数飞行状态时安装推力提高超过 1%.

关 键 词: 数值缩放技术; 航空发动机喷管; 非安装推力; 后体阻力; 调节计划

中图分类号: V231

文献标志码: A

Optimization of aero-engine nozzle control schedule under the maximum dry thrust condition based on installation performance

XIE Ye-ping¹, SHANG Shou-tang^{1,2}, LI Jian-rong¹, SHI Lei¹

(1. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A zooming technology was implemented by combining aero-engine zero dimensional performance code and computational fluid dynamics (CFD) software for simulating two-dimensional nozzle inner/outer flow. The research was conducted based on Matlab with the incorporation of MS-DOS command and CFD operational log. To optimize the cruise performance of aircraft propulsion system and aircraft afterbody drag, the control schedule of aero-engine nozzle throat area and exit area was investigated. The results show that the installed thrust of aero-engine is improved over 1% in the flight condition of high Mach number only by optimizing the schedule of nozzle exit area, while maintaining the stability margin of aero-engine.

Key words: numerical zooming technology; aero-engine nozzle; uninstalled thrust; afterbody drag; control schedule

先进飞机要求在不开加力状态下进行长时间超声速巡航, 随着巡航速度的增加, 飞行阻力增大. 飞行阻力增大意味着对航空发动机提出了更高的要求: 一方面, 优化飞机气动型面减少飞行阻

力; 另一方面, 增加发动机推力. 而飞机与发动机单独设计时, 各自性能提升空间有限. 分析飞行器产生阻力的主要部件为: 机翼、机身、尾翼、座舱盖和起落架等, 其中机身后体的阻力占全机阻力的

38%~50%^[1]. 在计算飞机后体阻力时,飞机方面选取一个状态作为基准状态,基准状态下的阻力计入飞机极曲线,其他工作状态与基准状态的阻力之差,称为阻力的增量. 计算推进系统推力时,应从发动机推力中扣除阻力的增量^[2]. 为提高整个推进系统安装性能,开展飞机后体/发动机一体化设计工作,减少飞行阻力增量,优化飞机/发动机匹配性能. 其中耦合飞机后体阻力的发动机喷管调节计划优化设计是一种快捷、有效的方法,且易于工程实现.

航空发动机行业一般使用零维或一维程序计算发动机整机性能,但零维模型无法反映部件内部流场^[3],不能进行阻力计算;一般使用二维或三维程序开展流场计算,但计算受硬件计算精度等限制,无法开展大部件或整机内外流场计算. 因此,国内外^[4-6]采取一种数值缩放(numerical zooming)^[5,7]技术为过渡手段,把发动机整个流通部分的低阶精度模型(零维或一维)与部件内的高阶精度模型(二维或三维)结合起来开展项目研究^[8]. 喷管面积调节计划优化过程采用发动机零维总体性能程序与飞机后体/喷管二维轴对称模型数值计算程序相结合的方法,在综合考虑发动机控制转速、转速限制、温度限制、压力限制、稳定裕度等因素的基础上,以发动机非安装推力与后体阻力的矢量和(文中近似以安装推力简称此矢量和)为优化目标,开展发动机喷管喉道面积 A_8 、喷管出口面积 A_9 (主动控制)调节计划的优化研究.

1 发动机喷管调节计划对后体阻力的影响分析

飞行器飞行过程中 A_8 和 A_9 的改变,对飞机后体阻力产生重要影响,具体影响过程如下.

图1为飞机后体及发动机喷管示意图,喷管机构运动过程为:感受控制信号后,收敛调节片1在驱动器作用下,绕A点转动,使 A_8 达到指定面积, A_9 在主动驱动下,绕B点转动达到使出口气流膨胀所需的面积. A_8 和 A_9 单独或组合变化时,均使外调节片4在联动杆3的驱动下,绕E点转动,影响外调节片4的收敛角度.

由喷管运动机构可以看出,外调节片4收敛角度随 A_8 的增大而减少. 外调节片收敛角度的变化,不但使外调节片在飞行方向的投影面积发生改变,也影响外调节片上静压分布,图2为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$ 时,外调节片及飞机后体固定部分平均静压变化分布图,从图中可以看出,外调节

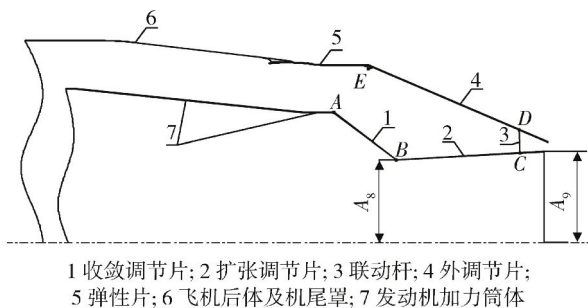


图1 收扩喷管结构示意图(轴对称)

Fig. 1 Schematic of structure of convergent-divergent nozzle (axisymmetric)

片角度对转动部件(外调节片)表面静压的影响较大,且随角度减少而增大,对固定部分静压影响不大. 发动机喷管喉道面积 A_8 、喷管出口面积 A_9 的增大,均使外调节片在飞行方向投影面积减少、外表面平均静压增大,导致后体阻力减少.

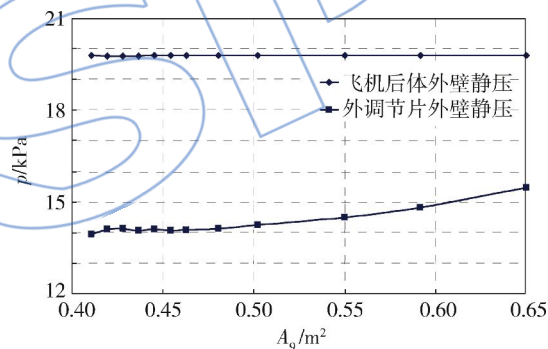


图2 A_9 对飞机后体及外调节片静压分布影响

Fig. 2 Effects of A_9 on static pressure distribution of aircraft afterbody and external nozzle flap

2 发动机喷管面积调节计划优化

发动机中间状态 A_8 的调节计划是为了保证低压转子转速控制计划的实现. 在不同的发动机进口温度 T_1 下,通过调节喷管喉道面积 A_8 ,精确控制发动机低压转子转速 N_1 ,在确保发动机稳定裕度及其他各限制值的前提下,产生足够推力. A_9 调节计划是为了使燃气在喷管中膨胀排出,产生尽可能大的推力. 国内现有发动机中间状态喷管喉道面积、出口面积的调节计划的制定,仅考虑发动机非安装性能,其调节计划一般为 $A_8 = f(T_1)$, $A_9 = f(A_8, p_0)$. 为提升推进系统安装性能,耦合飞机后体阻力,以安装推力为优化目标,开展喷管面积调节计划设计.

2.1 优化思路

基于安装性能的发动机喷管出口面积优化思

路如图 3 所示,传统设计方法仅考虑非安装推力,当取非安装推力峰值对应的 A_8/A_9 为设计值时,此时,安装推力可能偏离峰值,本文是以安装推力作为优化 A_8 和 A_9 的目标,使优化后面积对应的安装推力达到峰值。

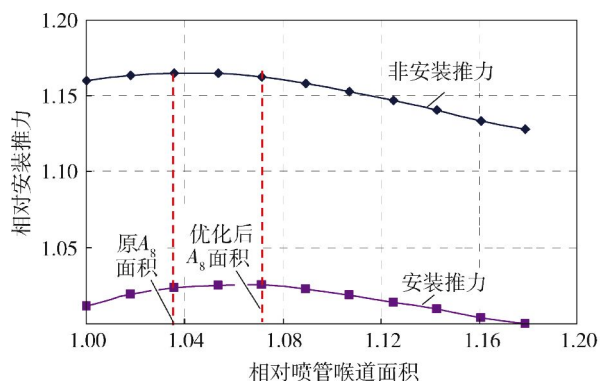


图 3 面积优化示意图

Fig. 3 Schematic of area optimization

2.2 计算平台

以 Matlab 软件为集成平台,发动机总体性能以零维程序 TurboTrans 为计算工具, TurboTrans 程序生成可执行文件 (*.exe),通过批处理文件 (*.bat)被 Matlab 调用;对喷管内外流开展高维数值模拟,使用 CFD 软件 (Gambit, Fluent) 开展计算,在优化计算过程中,各算例的计算物理模型拓扑结构不发生改变, Matlab 可通过读取 TurboTrans 的计算结果及喷管几何结构尺寸,产生可供 CFD 软件使用的命令流(操作日志文件 (*.jou)),用于计算几何模型的建立、网格的生成、计算湍流模型选取、边界条件设置等工作. CFD 软件由 Matlab 通过批处理命令方式启动、导入操作日志开展流场计算。

2.3 零维总体性能计算

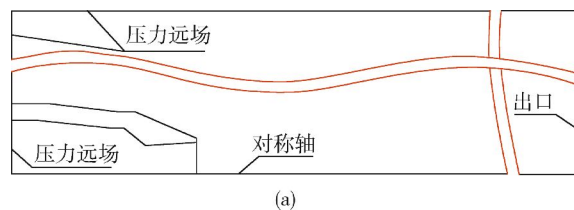
计算 A_8 和 A_9 对发动机性能影响时,根据飞行高度、马赫数计算发动机进口温度,由进口温度根据发动机主调节计划、限制条件等插值确定发动机控制转速、限制转速、限制温度、限制压力等参数,通过迭代调用 TurboTrans 计算喷管面积不同时中间状态发动机性能。

2.4 后体阻力 CFD 计算

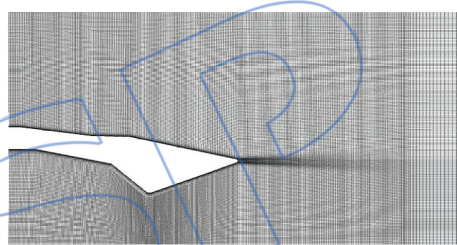
2.4.1 计算物理模型及网格

根据配装飞机后体形状及喷管结构,选择三维或二维轴对称计算模型. 本文为提高计算速度,忽略飞机后体局部细节结构、来流不均匀等因素

的影响,以轴对称模型近似计算后体阻力. 图 4 为某发动机配装单发飞机时的计算区域及喷管附近局部网格,不同飞行状态模型的拓扑保持结构不变,因此模型可以由喷管结构尺寸、运动约束及各截面面积(由 TurboTrans 的输出文件中读入)通过 Matlab 计算产生操作日志文件导入 Gambit 中生成。



(a)



(b)

图 4 计算区域及喷管附近局部网格

Fig. 4 Computational domain and local mesh near nozzle

2.4.2 计算格式和湍流模型

对于轴对称收扩喷管的内外流场,在试验方面,国内开展过内流研究^[9-10],而国外开展了内外流的模型试验研究^[1];在数值模拟计算方面,国内外均开展了大量喷管内外流数值计算方法的研究^[11-14]. 本文采用文献[12]中经过试验数据验证的计算格式和湍流模型开展计算; CFD 算法为时间推进的有限体积法,离散格式选用隐式 QUICK(quadratic upwind interpolation for convective kinematics)格式,湍流模型选用重整化群(RNG) $k-\epsilon$ 二方程模型,结合增强型壁面函数处理壁面附近流动情况。

2.4.3 边界条件

喷管外流场进口为压力远场,由飞行高度、马赫数确定压力远场所需参数;喷管主流为压力进口条件,由 TurboTrans 程序计算的截面参数确定压力进口所需参数;出口为压力出口,由飞行高度确定所需参数。

2.4.4 后体阻力

与进气道情况一样,喷管的外流摩擦阻力计

入飞机阻力,后体阻力仅考虑压差阻力.由CFD软件积分计算飞机后体阻力.

2.5 喷管面积调节计划优化

2.5.1 喷管出口面积 A_9 优化

发动机以中间状态工作时, A_8 截面处于临界状态, A_9 的变化对发动机主机没有影响,因此, A_9 优化设计时仅需考虑推力因素.

图5为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$, A_9 为 0.44 m^2 和 0.65 m^2 时喷管内外流场局部静压分布图,从图中可以看出,随 A_9 的增大,喷管出口静压降低,外调节片静压升高.当 $A_9=0.65\text{ m}^2$ 时喷管出口静压(20000 Pa)低于当地大气压(22630 Pa),喷管出口气流处于过膨胀状态,发动机喷管非安装推力偏离最优状态.但此时相对于 $A_9=0.44\text{ m}^2$ 时外调节片外表静压明显提高,后体压差阻力减少,同时由于 A_9 的增大,外调节片在飞行方向投影面积减少,压差减少和投影面积的减少导致了压差阻力的减少.因此,随 A_9 的增加,有可能产生非安装推力下降,但安装推力却增加的现象.

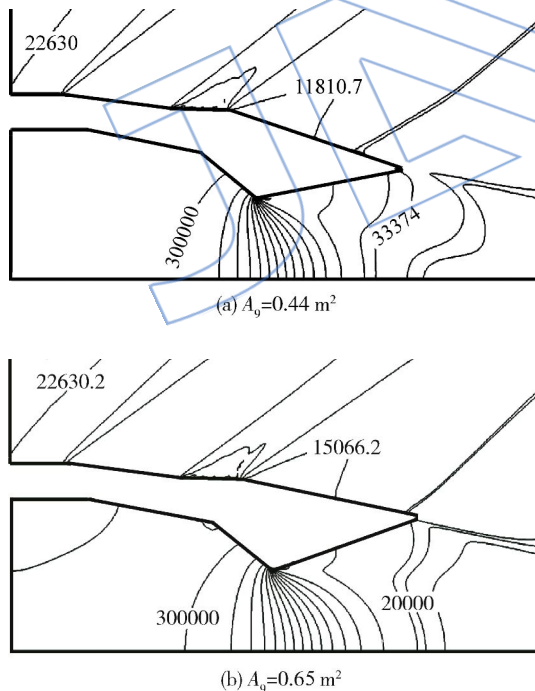


图5 $Ma=1.5$ 时喷管局部静压分布图(单位:Pa)

Fig. 5 Local static pressure distribution of nozzle with $Ma=1.5$ (unit: Pa)

图6为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$ 时 A_9 对发动机安装推力的影响.从图中可以看出,随 A_9 的增大,非安装推力先增加后减少,在 $A_9=0.47\text{ m}^2$ 时,非安装推力达最大值.而安装推力随 A_9 的变

化也呈相似的规律,仅最大值对应的 A_9 不同,安装推力最大值对应的 $A_9=0.57\text{ m}^2$.当 A_9 由 0.47 m^2 增大到 0.57 m^2 时,非安装推力下降,而安装推力呈增加趋势.

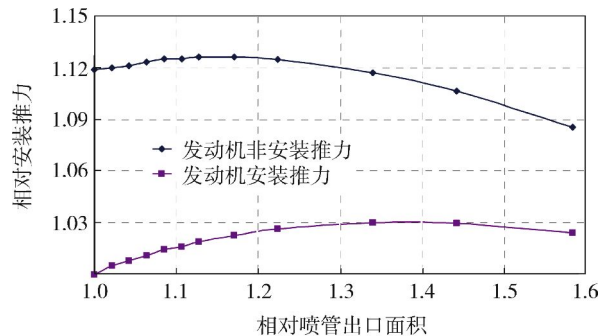


图6 A_9 对发动机非安装推力及安装推力的影响

Fig. 6 Effects of A_9 on uninstalled and installed thrusts of engine

分别以非安装推力最优、安装推力最优原则设计全包线范围内发动机中间状态喷管出口面积,图7为根据两种面积计算的发动机安装推力,从图中可以看出,在各个高度下,马赫数较小时,两种面积确定的安装推力基本相同;马赫数较大时,根据两种原则确定的安装性能相差较大,主要原因是在后体阻力系数相同时,后体阻力与马赫数的平方成正比.在各高度下马赫数较大时,以安

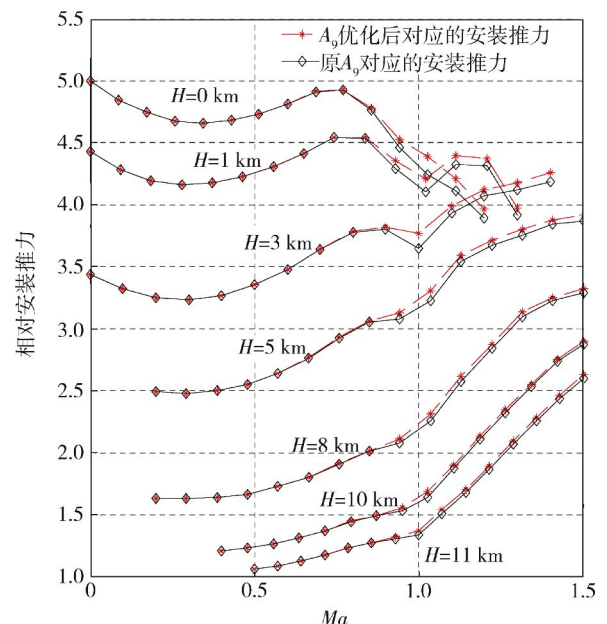


图7 发动机中间状态安装推力优化前后对比

Fig. 7 Comparison of installation thrust before and after optimization under the maximum dry thrust condition of engine

装推力为优化目标,优化 A_9 后,安装推力可以增大超过 1%。

图 8 为根据两种原则设计的 A_9 ,从图中可以看出,两种原则设计的 A_9 ,在马赫数较小时基本相同,在马赫数较大时,以安装推力最优原则设计的 A_9 偏大.可以根据图 8 曲面拟合合成 $A_9 = f(H, Ma)$ 的函数供控制器使用或直接提供曲面数据供控制器插值使用。

本文仅对标准天气开展了 A_9 的优化,尚需进一步开展对非标准天气的发动机 A_9 的优化设计。

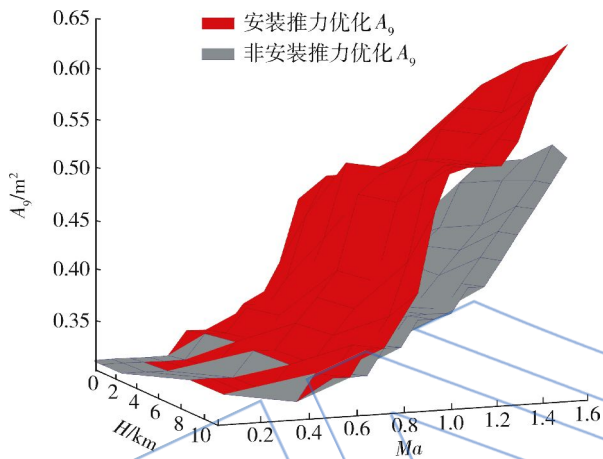


图 8 不同原则设计的全包线 A_9 图

Fig. 8 Diagram of full flight envelope A_9 based on different design principles

2.5.2 喷管喉道面积 A_8 优化

优化平台中调用 Tutbotrans 进行计算时已集成了发动机主调节计划及各种限制值的要求,因此在优化 A_8 时,仅需以安装推力为优化目标,综合考虑发动机工作稳定裕度需求条件开展工作.单独优化喷管喉道面积 A_8 时,喷管出口面积 A_9 由 Tutbotrans 程序中自由浮动条件确定。

由于发动机中间状态低压涡轮导向器处于临界状态,发动机 A_8 对高压压气机工作线没有影响,图 9 为某飞行状态 A_8 对低压压气机稳定裕度的影响,从图中可以看出,该发动机随 A_8 的增大,低压压气机稳定裕度增加.因此,当优化后 A_8 增大时,不需重新考虑发动机稳定裕度需求,反之,则需分析当前状态需用稳定裕度。

通过计算,发现为使安装推力增大,出现需增大 A_8 和减少 A_8 两种情况:

图 10 为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.1$ 时 A_8 对发动机非安装推力及安装推力的影响.从图中可以看

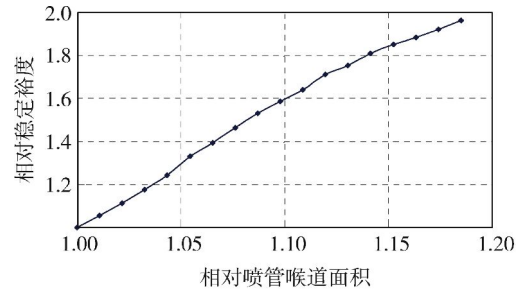


图 9 喷管喉道面积对低压压气机稳定裕度影响

Fig. 9 Effects of nozzle throat area on stall margin of low pressure compressor

出,发动机现有 A_8 对应非安装推力的最优值,但安装推力仍存在进一步优化的空间.进一步增大 A_8 虽使发动机非安装推力下降,但安装推力略有增加,虽然增益不大,但此时发动机低压压气机稳定裕度增加.因此,当增大 A_8 使发动机安装推力增大时,可直接取其最大值对应的 A_8 为优化后面积。

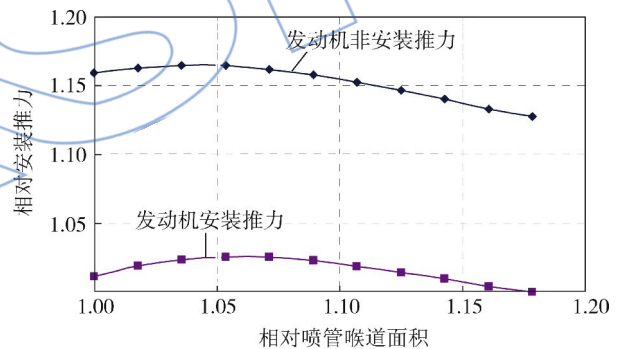


图 10 $Ma=1.1$ 时 A_8 对发动机推力及阻力影响

Fig. 10 Effects of A_8 on thrust and resistance of engine with $Ma=1.1$

图 11 为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$ 时 A_8 对发动机非安装推力及安装推力的影响.从图中可以看出,减少 A_8 使非安装推力、安装推力均增大,使发动机非安装推力增大 4.4%,安装推力增大 3.9%,但此时发动机低压压气机可用稳定裕度降低 4%。通过分析,在此巡航状态发动机主要降稳因子^[15]有:进气畸变、雷诺数、引气、功率提取、燃烧室/加力燃烧室脉动、生产偏差、非定常热状态、寿命老化、控制容差、随机因子等,因现阶段国内准确计算整机各种降稳因子的需用稳定裕度存在一定困难,暂无法准确判断此飞行状态的需用稳定裕度,因此无法确定 A_8 的允许减少量.对于需要减少 A_8 的情况,尚需进一步结合发动机稳定性相关工作开展研究。

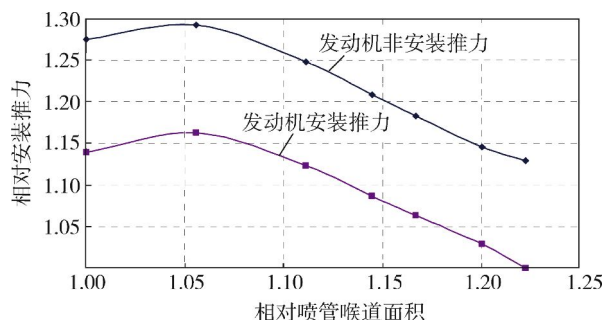


图 11 $Ma=1.5$ 时 A_8 对发动机推力及阻力影响

Fig. 11 Effects of A_8 on thrust and resistance of engine with $Ma=1.5$

3 结 论

1) 本文以 Matlab 为平台,成功实现了将发动机零维总体性能计算与二维(轴对称)喷管流场计算相结合,此数值缩放技术为工程技术研究提供了有效的手段。

2) 探索了一条基于安装性能的发动机喷管面积优化设计方法,且此方法工程易实现。

3) 通过优化喷管出口面积 A_9 调节计划,能有效提升推进系统安装性能,在大马赫数飞行时,安装推力增大超过 1%。

4) 以发动机安装推力为优化目标,进行喷管喉道面积 A_8 优化时,面积可能需要增大或减少。

参考文献:

- [1] Lee C G T, Edwin E Jr. Experimental and analytical investigation of axisymmetric supersonic cruise nozzle geometry at Mach numbers from 0.6 to 1.3[R]. NASA TP-1953, 1981.
- [2] 陶增元,王如根. 飞机推进系统总体设计[M]. 北京:国防工业出版社, 2002.
- [3] Sellers J F, Daniel C J. DYN GEN: a program for calculating steady and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN-D-7901, 1975.
- [4] 黄家骅,冯国泰,于廷臣. 涡喷发动机涡轮改型匹配的数值仿真[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 151-154.
HUANG Jiahua, FENG Guotai, YU Tingchen, et al. Numerical simulation of redesigned turbine matching in turbojet engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 151-154. (in Chinese)
- [5] Follen G, Aubuchon M. Numerical zooming between a NPSS

engine system simulation and a one-dimensional high compressor analysis code[R]. NASA TM-2000-209913, 2000.

- [6] John L, Gregory F, Cynthia N, et al. 2001 numerical propulsion system simulation review[R]. NASA TM-2002-211197, 2002.
- [7] Evans A L, Pollen G, Naiman C, et al. Numerical propulsion system simulation's national cycle program[R]. AIAA 98-3113, 1998.
- [8] 陈玉春,黄兴,高本兵,等. 发动机总体与尾喷管三维并行设计研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1695-1699.
CHEN Yuchun, HUANG Xing, GAO Benbing, et al. Parallel design of turbo engine and three-dimensional nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1695-1699. (in Chinese)
- [9] 金捷,赵景芸,张明恒,等. 轴对称矢量喷管内流特性的模型试验[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 144-146.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 144-146. (in Chinese)
- [10] 邵万仁. 流路参数对收敛扩管内流特性影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2356-2363.
SHAO Wanren. Computation of effect of different nozzle parameters on internal performance of convergent-divergent axisymmetric nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2356-2363. (in Chinese)
- [11] 张群锋,吕志咏. 轴对称矢量喷管外流对内流干扰研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 322-327.
ZHANG Qunfeng, LÜ Zhiyong. Effect of outer flow on internal performance of axisymmetric vectoring nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 322-327. (in Chinese)
- [12] 黄宏艳,王强. 过膨胀状态下轴对称收敛-扩喷管内外流场计算及分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1069-1073.
HUANG Hongyan, WANG Qiang. Numerical investigation on internal and external flows for axisymmetric convergent-divergent nozzles on over-expansion state[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7): 1069-1073. (in Chinese)
- [13] Carson J R. Computational prediction of isolated performance of an axisymmetric nozzle at Mach number 0.90[R]. NASA TM-4506, 1994.
- [14] 罗静,王强,额日其太. 轴对称矢量喷管内流特性的不同湍流模型计算[J]. 推进技术, 2003, 24(4): 326-329.
LUO Jing, WANG Qiang, Eriqitai. Computation for the effect of turbulence models on internal performance for axisymmetric vectoring exhaust nozzles[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4): 326-329. (in Chinese)
- [15] 刘大响,叶培梁,胡骏,等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2004.