超声速进气道进发匹配安装性能快速计算方法*

贾琳渊,陈玉春,解俊琪,蔡飞超

(西北工业大学 动力与能源学院,陕西西安 710072)

摘 要:为了研究超声速进气道与发动机的匹配特性,改善推进系统的安装性能,结合准一维进气 道流场计算方法和基于部件法的发动机总体性能仿真模型,发展了一种考虑进发匹配的超声速进气系统 安装性能快速计算方法。该方法能够计算不同飞行条件和不同进气道工况下,超声速进气系统的性能和 安装阻力。利用文献中的数据对本文的模型进行了校核,并以两斜一正外压式进气道为例,研究了亚声 速飞行时的附加阻力和进气道的调节方法。与文献中数据对比表明,进气道总压恢复和流量系数误差小 于1.4%,发动机安装推力计算结果误差小于9%。超声速进气道在亚声速巡航状态下由于发动机节流带 来较大的附加阻力,而进气道调节可降低高马赫数下的溢流阻力并增加进气道的稳定裕度。

关键词:超声速进气道;进发匹配;附加阻力;溢流阻力;变几何进气道 中图分类号:V231.3 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2017)03-0510-09 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2017. 03. 005

A Simplified Method to Simulate Supersonic Inlet Installed Performance in Terms of Engine and Inlet Matching

JIA Lin-yuan, CHEN Yu-chun, XIE Jun-qi, CAI Fei-chao

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To investigate the matching principle between supersonic inlets and gas turbine engines and to improve the installed performance of supersonic propulsion systems, a simplified method to simulate the supersonic inlet installed performance in terms of engine and inlet matching was developed. This method was based on quasi one dimensional simulation of the flow field of supersonic inlets and the component-based gas turbine engine performance simulation model. Consequently, it is capable of simulating the installed drag of supersonic inlets on different flight and working conditions. This method was validated using data from other references before it was used to investigate the matching between '2+1' supersonic inlet and a turbofan engine during subsonic cruise and the performance of a variable supersonic inlet. Results show that, the deviations of inlet pressure recovery and mass flow coefficient are within 1.4%, while the deviations of installed performance of some turbofan engine is within 9%. Noticeable additive drag was detected during subsonic cruise when the engine was working in deep throttle conditions. Variable inlet can reduce the spillage drag and increase the stability of supersonic inlet at high flight Mach numbers.

Key words: Supersonic inlet; Matching of inlets and engines; Additive drag; Spillage drag; Variable inlet

1 引 言

现代超声速飞行器对推进系统的性能需求不断 升高。推进系统性能的提高可以从发动机自身能力 提升和安装性能改善两个方面实现。美国在研制第 四代和第五代战斗机的动力时,一方面采用新材料、 新技术提升发动机自身性能,另一方面通过变循环 和自适应循环等技术改善进发匹配特性,提升推进

^{*} **收稿日期**: 2016-09-03; 修订日期: 2016-11-04。 作者简介: 贾琳渊, 男, 博士生, 研究领域为涡轮发动机总体性能仿真与分析。E-mail: jlynpu@mail.nwpu.edu.cn

系统的安装性能。研究超声速进气道与发动机的匹 配情况,寻求改善进发匹配和安装性能的途径,可以 充分挖掘发动机的能力,获得最优的推进系统安装 性能。在进行超声速飞行器概念设计或与其推进系 统一体化设计时,需要快速、可靠且满足精度要求的 进气道性能和安装损失计算模型。

飞机推进系统设计人员在超声速进气道与发动 机匹配和进气道安装损失计算方面已经做了大量的 工作。

Mattingly^[1,2]在其著作中探讨了超声速外压式进 气道的设计方法,并给出了外压式进气道的总压恢 复、流量系数、放气阻力和附加阻力计算方法。Seddon^[3]、朱俊强^[4]、廉筱纯等^[5]分别在其论著中对超声 速进气道的阻力进行了定义,并推导了计算方法,为 进气道阻力计算提供了理论依据。乐川等^[6]通过推 导获得了*N*-1楔进气道临界状态下附加阻力系数计 算的通用计算公式。但是文中没有考虑进气道和发 动机的流量匹配问题,也就无法分析亚临界状态下 的溢流阻力。

王晓蓉^[7]、刘鹏超^[8]和钱飞^[9]等对NASA报告^[10] 中公布的进气道特性图进行了转换,用于计算进气 道的安装阻力,并建立了考虑进发匹配的部件级仿 真模型。张晓博^[11]采用同样的方法建立了面向对象 的航空发动机安装性能计算的多学科模型,周红^[12] 利用王晓蓉的研究成果计算了变循环发动机的安装 性能。孙丰勇等^[13]利用文献中公开的进气道特性曲 线建立了进气道与发动机的一体化仿真模型,以期 实现进气道与发动机的一体化优化控制。但是该特 性图转换方法较为繁琐,无法实现进气道设计,也无 法考虑进气道的调节,且针对具体进气道的模拟精 度不够高。

商旭升等^[14]采用求解激波系的方法对某超声速 弹用发动机的安装特性进行了计算,文中推导了混 压式进气道超声速附加阻力的计算方法,但没有讨 论溢流阻力以及发动机对进气道工况的影响。王占 学等^[15]利用文献[2]中的方法计算分析了某弹用涡 喷发动机的安装性能。

美国 Lewis 飞行推进实验室的 Moeckel 等^[16]首先 推导了二元外压式进气道亚临界状态下的正激波位 置求解方法,并基于该方法推导了进气道溢流阻力 的计算方法。随后,Osmon等^[17]进一步发展了该方 法。中科院的朱俊强等也在其论著^[4]中对该方法进 行了介绍。

Malan 等^[18]讨论了皮托式进气道、超声速二元进

气道和超声速锥形进气道的阻力计算方法,并将计算结果与NASA Ames研究中心的风洞试验数据^[19]进行了对比,其0.8马赫下的阻力系数计算结果与实验数据匹配较好,1.39马赫数下误差达到了40%。Ma-lan^[18]认为这样的结果并不会导致飞行器或者动力系统的概念设计过程中出现致命的错误,因而仍有一定的实用性。

综上所述,涡轮发动机设计人员尝试采用进气 道特性图与发动机模型相结合的方法考虑进发匹配 性能,但是由于进气道描述的精度不够,结果并不理 想。进气道设计人员虽然对进气道本身的阻力计算 方法进行了介绍,但却难以充分考虑发动机工况对 进气道性能的影响,也就不能用于计算真实的安装 阻力。

本文将针对超声速进气系统建立一种考虑进发 匹配的安装性能快速计算方法。针对不同飞行条件和 进气道工况讨论超声速外压式进气道的阻力计算方 法,建立基于部件法的进气道与发动机匹配性能仿 真模型。采用文献中公开的数据验证本模型计算结 果,并以此为工具研究进气道与发动机的匹配特性 以及通过进气道几何调节改善进发匹配特性的潜力。

2 计算模型

超声速进气道的阻力随着飞行条件(亚声速、超 声速)和进发匹配情况(亚临界、临界和超临界)发生 变化,阻力产生的机理和求解方法也有所区别。本 节将对不同工况下的进气道阻力计算模型分别进行 说明,并讨论进气道模型与发动机模型的匹配方法。

2.1 亚声速条件下的阻力

超声速外压式进气道工作于亚声速时的流态如 图1所示。亚声速飞行时,安装阻力主要指进气道前 由于气流状态改变产生的附加阻力。亚声速附加阻 力可通过进气道唇口前气流在水平方向的动量损失 来计算。



Fig. 1 Supersonic inlet works at subsonic condition

根据附加阻力的定义可得

$$D_{\rm add} = \int_0^{\rm th} (p - p_0) \mathrm{d}A_x \tag{1}$$

取如图1中虚线所示的控制体,在水平方向运用

动量定理可得

$$\int_{0}^{\text{th}} (p - p_0) dA_x - (p_{\text{th}} - p_0) A_{\text{th}} \cdot \cos \delta - R_x = W_{x,\text{th}} (V_{\text{th}} \cdot \cos \delta - V_0)$$

$$\tag{2}$$

式中*p*代表压力, *W*_a代表流量,*V*代表速度,下标 0代表自由来流,下标th代表进气道喉部参数。由于 楔板摩擦阻力 *R*_a相对其他项较小,一般可忽略不 计^[17],因此可得

$$D_{\text{add}} = W_{\text{a,th}} (V_{\text{th}} \cdot \cos \delta - V_0) + (p_{\text{th}} - p_0) A_{\text{th}} \cdot \cos \delta \qquad (3)$$

亚声速条件下,进气道喉部流量 $W_{a,b}$ 完全由发动 机所需的流量确定,再结合喉部的面积 A_{b} 和总参数 可以求出喉部的其他静参数。在多道楔板的外压式 进气道中 δ 代表唇口前各道楔板转折角之和。当上 式中转折角 $\delta=0$ 时上式与皮托式进气道的亚声速附 加阻力计算公式相同。

2.2 超声速条件下的阻力

超声速飞行时,超声速进气道的阻力包括附加 阻力、放气阻力和溢流阻力。超声速附加阻力是由 于进气道压缩面产生的激波系改变了来流的状态而 引起的阻力。放气阻力是由于旁路放气和附面层抽 吸放气产生的阻力。溢流阻力则是因为超声速飞行 时进气道捕获的流量大于发动机需求的流量和旁路 放气之和,导致正激波被推出唇口,一部分气流从唇 口前溢出而产生的阻力。

2.2.1 附加阻力

超声速附加阻力的定义与2.1节中给出的亚声 速附加阻力的定义相同,但形成机理却与之不同。 当1.0<Ma₀<Ma₄时,斜激波角β大于其设计值,一部 分气流从进气道外流过,经过斜激波压缩的气流静 压升高,该部分气流在唇口前的流管上产生向后的 压力即为超声速附加阻力。如图2所示为两斜一正 (简称"2+1")外压式进气道非设计点工作示意图。



Fig. 2 '2+1' external compression inlet works at off-design condition

对图 2 中进气道唇口前的气流应用附加阻力的 定义式(1),可得超声速附加阻力的计算公式

$$D_{\rm add} = (p_{\rm e1} - p_0)A_{\rm e1} + (p_{\rm e2} - p_0)A_{\rm e2}$$
(4)

式中 pen 代表第n 道斜激波后流管上的静压, Aen

为第*n*道激波后的阻力作用面积, *A*₁为进气道最大 捕获面积, *A*₀为进气道实际捕获面积。

对于多波系的超声速外压式进气道,需要根据 斜激波系的几何关系来确定 A_{en},且每道斜激波产生 的阻力要分开计算。下文中将以"2+1"外压式进气 道为例介绍阻力作用面积的求解思路。为了清楚地 呈现第二道斜激波至喉道处的几何关系,将进气道 进行局部放大如图 3 所示。



Fig. 3 Shock wave geometry after second shock

由图中的几何关系可得,第二道激波后附加阻 力作用面积为

$$A_{e2} = A_{th} \tan(\delta_1 + \delta_2) \left(\frac{1}{\tan(\beta_{2des} - \delta_2)} - \frac{1}{\tan(\beta_2 - \delta_2)} \right) \quad (5)$$

式中 β_n 为第n道斜激波的激波角,下标 des代表设计点的激波角。

第一道斜激波与第二道斜激波之间的几何关系 如图4所示。由几何关系得



Fig. 4 Shock wave geometry before second shock

式(6)即为按照几何关系确定的两道斜激波之间的附加阻力作用面积。针对"2+1"外压式进气道, 由图 2 中的几何关系可得 A_{el}的一种更为简便的计算 方法

$$A_{e1} = A_1 - A_0 - A_{e2} \tag{7}$$

2.2.2 放气阻力

超声速进气道的放气阻力包括旁路放气阻力和 附面层抽吸放气阻力,该部分阻力可通过气流的动 量变化量计算。进气道内的气流已经过激波压缩, 静压升高,与环境压力相比通常可以达到临界状态, 因而假设旁路放气和附面层抽吸气流以声速排出, 方向与来流一致^[2]。则放气阻力为

$$D_{\text{bleed}} = W_{\text{bleed}} V_0 \left(1 - V_{\text{bleed}} / V_0 \right) \tag{8}$$

式中 W_{bleed} 为旁路放气和附面层抽吸气流的总流量,可以通过进气道喉部气流和发动机进口气流的差值确定,V_{bleed} 是旁路放气和附面层抽吸气流离开进气道的速度。

实际编程过程中采用变比热计算方法根据放气的总参数、流量和出口临界的假设计算放气速度 Vbleed。

2.2.3 溢流阻力

在实际情况中,如果进气道唇口捕获的流量大 于发动机所需的流量和放气量之和,唇口的正激波 将被推出。此时,进气道工作于亚临界状态,产生较 大的溢流阻力。超声速进气道亚临界状态下的流动 状态如图5所示。此时,进气道波系的特点是正激波 位于进气道唇口之外,自由流管边界与楔板表面之 间;正激波与自由流管交点之外为弓形激波。亚临 界状态下的溢流阻力可以通过计算经过弓形激波的 气流的动量损失来获取,而求解该动量损失的过程 中伴随着正激波位置的确定。本文采用美国 Lewis 飞行推进实验室的 Moeckel 等提出的二元外压式进 气道亚临界状态下的正激波位置和溢流阻力求解方 法^[4,16,17]。



Fig. 5 Supersonic inlet works at subcritical condition

基于正激波位置的亚临界状态溢流阻力计算方 法采用的分析图如图6所示,其基本假设有两条^[16]: (1)弓形激波的形状可以用双曲线方程来近似;(2) 弓形激波后所有声速点的连线为直线,即线段 S-SB。该线段与垂直方向的夹角为η,仅与来流马赫数 相关。

基于以上两点假设,并结合几何关系与流量平 衡方程可以获得正激波位置的求解公式

$$\frac{L}{y_{SB}} = \left(1 - \frac{y_{m}}{y_{SB}}\right) \left(\frac{C + B \sin \lambda_{s}}{1 - B \cos \lambda_{s}}\right)$$
(9)

式中L为弓形激波前缘距进气道唇口前缘的距

离, y_{sb}为唇口前缘声速点距离楔板的高度; y_m为自 由流管的高度, λ_s为弓形激波上声速点处气流方向 与水平轴的夹角,可根据来流马赫数 Ma₀从图 7 中插 值得到, B和C为常数。



Fig. 6 Subcritical condition flow field analysis



Fig. 7 Sonic point flow angle on bow shock

式(9)中常数B定义为

$$B = \sigma \frac{p_0}{p_s} \tag{10}$$

式中 σ 是气流等熵滞止到声速时的面积收缩比; p_0/p_s 为激波前后气流的总压之比。

 σ 和 p_0/p_s 可利用来流马赫数从图 8 中插值得到。式(9)中常数 C 仅与来流马赫数有关,为了便于计算,常数 C 随来流马赫数的变化关系也绘制于图 8 中。



Fig. 8 Coefficients in Equ. (9) and Equ. (10)

将常数 B 和 C 代入式(9)即可获得正激波的相对 位置。在此基础上,由动量方程可以推导得到该状 态下的阻力。

$$\int_{b}^{\infty} (p - p_0) \mathrm{d}A \sin \delta =$$

$$\rho_0 V_0^2 A_0 - \rho_s V_s^2 A_s \cos \eta - (p_s - p_0) A_s \cos \eta \qquad (11)$$

式中 ρ 为气体密度,下标b代表进气道前体最前缘点,下标S代表声速线上的参数, η 为声速线与垂直方向的夹角,也是声速线上气流方向与水平方向的夹角。实际中 η 与 λ_s 接近,因而在计算中用 λ_s 替换。

2.3 进气道与发动机的匹配

超声速外压式进气道的典型工作线如图9所示。临界点对应于正激波恰好封口的状态,发动机需求流量增加时正激波被吸入唇口,工作点进入超临界区,正激波前马赫数增加,总压恢复急剧下降, 而流量系数则几乎不变;反之则正激波被推出,进入 亚临界区,存在亚声速溢流,流量系数降低,但总压 恢复小幅降低。



Fig. 9 Engine operating line on inlet map

Note: σ_i indicates the inlet total pressure recovery, φ stands for inlet mass flow coefficient, ζ is the value of σ_i divided by φ

进气道工作点的移动本质上是由进气道与发动 机的流量匹配情况决定的,这可以通过考虑进气道 与发动机的流量平衡来确定。本文在求解进气道性 能时采用了准一维的进气道特性计算方法,即通过 求解进气道前的波系结构来确定流场的气动参数与 几何参数。在确定进气道与发动机的匹配工作点 时,需要将进气道与发动机作为一个整体来考虑,即 将进气道的工作参数融入到基于部件法的发动机总 体性能仿真模型^[20,21]中。具体的改进方法是,引入总 压恢复与流量系数的比值 $\zeta = \sigma_i / \varphi$ 为自变量,而整机 匹配过程中则增加进气道与发动机的流量平衡作为 残差方程,最终描述发动机非设计点共同工作的非 线性方程组仍然封闭。以某双轴混排涡扇发动机为 例,其7个独立变量为:风扇压比比、高压压气机压比 比、风扇物理转速、高压压气机物理转速、高压涡轮 换算流量、低压涡轮换算流量以及进气道总压恢复 系数/流量系数ζ;同时可以构建7个平衡方程:高压 压气机和高压涡轮流量平衡、高压压气机和高压涡 轮功率平衡、高低压涡轮流量平衡、风扇和低压涡轮 功率平衡、尾喷管和低压涡轮流量平衡、混合室内外 涵进口静压平衡以及进气道和风扇流量平衡。因 此,描述双轴混排涡扇发动机共同工作点的非线性 方程由6维增加到7维,但方程组仍可采用变步长牛 顿法^[22]求解。

推进系统在匹配的过程中,每次迭代均要调用 进气道性能计算子程序。该子程序的功能是确定进 气道与发动机的共同工作点,进而确定进气道的总 压恢复和流量系数。其计算流程为:计算进气道压 缩面上激波系的几何结构,按照临界状态计算进气 道的流量系数与总压恢复,以获得临界状态下的ζ_α, 比较牛顿迭代法产生的ζ与ζ_α。

当 $\zeta > \zeta_{cr}$ 时,进气道处于亚临界工作状态,此时 σ_i 等于临界点的值,流量系数 φ 通过式(12)计算。

 $\varphi = \sigma_i / \zeta$

(12)

当 $\zeta < \zeta_{cr}$ 时,进气道处于超临界工作状态,此时 φ 等于临界点的值,总压恢复系数 σ_i 通过式(13)计算。

$$\sigma_{i} = \zeta \cdot \varphi \tag{13}$$

通过上述步骤即可确定进气道的出口参数、流 量以及激波系的几何结构。进气道出口参数被传递 给风扇,以继续完成发动机的气动热力计算;流量以 及激波系的几何结构则用于计算进气道的安装阻力。

3 算例与分析

采用上文中介绍的进气道安装阻力计算方法和 进发匹配模型,编制了相应的计算程序,完成了超声 速推进系统的特性模拟。本节将利用文献2中数据 对模型和程序的可靠性和准确性进行验证,同时研 究节流状态下的进气道阻力以及变几何进气道安装 性能收益。

3.1 模型校验

利用前文中介绍的进气道特性计算流程编制了 进气道特性计算程序。计算了文献[2]中的两波系 超声速进气道方案(见表1)的特性,并与文献中的数 据进行了对比(见图10)。进气道激波系总压恢复的 计算结果与文献中给出的结果完全一致。流量系数 的计算结果在马赫数大于1.5的区域内与文献数据 完全一致;在马赫数小于1.5的区域内,误差小于 1.5%。上述对比表明进气道总压恢复和流量系数的 计算结果可信。



mass flow coefficient

本文针对文献[2]中 Engine 15 进行了进气道设 计,估算了关键点上的安装性能,并与文献中的数据 进行了对比。Engine 15 进气道设计参数见表 2。飞 行剖面内关键点上进气道安装阻力系数与 Mattingly 在文献[2]中给出数据的对比见表 3。

由表3可见,在给定相同推力的情况下,计算获 得的进气系统安装阻力与文献给出的数据基本一 致。亚声速转弯和最大马赫数飞行两种状态下的阻 力误差在4%以内,其他状态下在9%以内。产生上 述误差的原因可能来自两个方面,一是进气道放气 量存在一定的差异;二是,发动机非设计点平衡方法 不同,使得发动机需求流量存在偏差。考虑到本文 的目的是发展一种飞/发一体化设计或飞行器方案论 证阶段的动力系统安装性能评估工具,这样的误差 并不会导致飞行器设计过程中的颠覆性错误,其精 度满足工程应用的需求。

3.2 节流状态阻力分析

采用上述程序计算了 H=11km, Ma=0.8条件下双 轴混排涡扇发动机的节流特性。风扇相对物理流 量、附加阻力系数和耗油率随发动机推力系数(实际 安装推力 T 与海平面起飞安装推力 T_{sL}之比)的变化 关系如图 11所示。

发动机在从最大状态(92%核心机转速)节流至 75%核心机转速的过程中,发动机的流量减小了约 35%。在此过程中,由于附面层放气和旁路放气量均 为0,进气道的阻力完全由附加阻力决定。节流越 深,流管扩张越严重,溢流阻力也就越大。节流至 75%转速时,阻力系数约为0.26,导致发动机安装耗 油率升高了约35%,这严重影响飞行器亚声速巡航 的经济性。根据初步的一体化分析可知,超声速巡 航的飞机在11km,*Ma*0.8 亚声速巡航时,飞机所需的 推力不足海平面起飞安装推力的10%(见图11(a)), 则进气道附加阻力系数(附加阻力与非安装推力的 比值)将达到10%~20%,耗油率上升约20%(见图11 (b))。正是因此,超声速巡航战斗机在亚声速巡航 条件下需要通过变几何部件增加风扇的流量,减小 进气道附加阻力,从而获得较好的经济性。

3.3 进气道调节

进气道的捕获面积由整个飞行包线内发动机的 最大需求捕获面积确定。那么,在其他飞行条件下, 进气道的捕获能力将超出发动机需求的气流量,从 而产生进气道溢流或者放气。可以对进气道进行几 何调节,从而减少溢流和旁路放气带来的安装损失。

Mattingly^[2]和聂恰耶夫^[23]分别指出对于二元外 压式进气道,目前实用的调节方法是采用楔板角度

M	Ia Ulum -	Ramp angle/(°)			Mass flow/(lcg/s)		Capture $area/m^2$		Throat $area/m^2$		
1110	<i>u 11/</i> KIII	First	Second	l	mass now/(kg/s)		Capture at	Capture area/m		i moat area/m	
2.	.0 20 5.0		5.0		18.0		0.3569		0.2688		
	Table 3 Engine 15 inlet drag coefficients comparison										
			м	11/1	Required thrust/kN			Inlet drag coefficients			
Critical conditions		Mic	Ма	<i>H</i> /km	$\operatorname{Ref}[2]$	Sim.	Dev./%	$\operatorname{Ref}[2]$	Sim.	Dev./%	
	Supercruise		1.5	11	25.097	23.363	-6.91	0.0384	0.0355	-7.55	
	Supersonic $5g$ turn		1.6	11	42.317	42.129	-0.45	0.0386	0.0352	-8.81	
	Subsonic $5g$ turn		0.9	11	34.442	33.840	-1.75	0.0114	0.0118	3.51	
	Acceleration		1.2	11	37.690	37.167	-1.39	0.0184	0.0199	8.15	
	Maximum Mach		1.8	12	22.116	21.477	-2.89	0.0420	0.0421	0.24	

 Table 2
 Engine 15 inlet design data

Note: 'Ref[2]' stands for data from reference [2], 'Sim.' stands for simulation results, 'Inlet drag coefficients' is the value of inlet drag divided by uninstalled thrust

和喉部面积联合调节的方案。例如,对于两斜加一 正的外压式进气道,在低马赫数下可取消第二道楔 板,并根据几何关系将喉部放大(图12中虚线位 置)。这样可以使得低马赫数下确定的进气道尺寸 更小,从而减少高马赫数下的溢流量或者放气量。



Fig. 11 Installed performance vs. power setting (*H*=11km,*Ma*=0.8)



Fig. 12 Diagram of a variable external compression inlet

高马赫数下的喉部面积 A_u 在进气道的设计点 计算中确定。低马赫数下的喉部面积 A_u 则从图中 几何关系求解

$$A_{\rm th} = A_{\rm th} \frac{\sin\beta_2}{\sin(\beta_2 - \delta_2)} \tag{14}$$

变几何进气道的阻力计算模型需要根据进气道 调节前后的构型分别进行推导,方法与上文介绍的 一致,不再赘述。采用上述方法计算了采用变几何 进气道的推进系统的最大状态速度特性及其安装损 失,并与定几何的进气道进行了对比,见图13。



Fig. 13 Comparison of installed performance between engine with and without variable inlet

由于变几何进气道在低马赫数下喉部面积增加 了约11%,使得进气道的捕获能力增强,限制进气道 喉部面积的马赫数从1.4提高到1.5,进气道的设计喉 部面积降低了7.7%。在马赫2.0飞行时,进气道捕获 流量与发动机所需流量的差值减少了65%,见图13 (a)。正是因此,高飞行马赫数下的进气道安装阻力 (主要指溢流阻力和(或)旁路放气阻力)降低。在旁 路放气量不变的情况下,马赫2.0时,进气道溢流阻 力系数从 0.028 降到 0.014, 总阻力也相应地降低 1.6%,见图13(d)。其安装耗油率下降了约2.0%,见 图 13(c)。由图 13(b)可以看出,相同放气量下,变几 何进气道的正激波位置更靠近发动机唇口,可以避 免亚临界状态下进气道喘振,增加了进气道的稳定 裕度。值得注意的是,对于调节后的进气道,马赫数 1.0到1.5之间,由于喉部面积被放大,捕获流量增加, 进气道附加阻力降低。

高飞行马赫数下,来流总压不断升高,使得进气 道捕获流量不断增加,然而发动机受到涡轮进口总 温、最大物理转速等限制,其需求的流量却在下降, 这导致了高马赫数下进气道捕获的流量远大于发动 机所需流量。除了采用变几何进气道和打开旁路放 气活门的方法外,还可以通过改进发动机的控制规 律来改善进发匹配。例如,可以增加发动机的节流 比,减缓高马赫数下进气道流量下降趋势;也可以采 用双外涵或者三外涵的方式增加发动机在高马赫数 下的流通能力。

4 结 论

本文在进气道流场准一维模拟和基于部件法的 发动机性能仿真模型的基础上,发展了一种超声速 进气道安装性能快速计算方法,并利用该方法对双 轴混排涡扇发动机与进气道的匹配机理以及变几何 进气道性能进行了分析。得到结论如下:

(1)与文献中的数据对比表明,本模型计算的进 气道总压恢复和流量系数误差小于1.4%,发动机安 装推力计算结果误差小于9%。能够为进气系统初 步设计、推进系统安装性能评估和飞/发一体化设计 提供快速有效的分析工具。

(2)具备不开加力超声速巡航能力战斗机在亚 声速巡航时,发动机大幅节流,从而产生较大的亚声 速附加阻力。有必要通过变几何等措施提升发动机 在亚声速巡航时的流量需求,从而减小附加阻力,改 善推进系统的经济性。

(3)采用变几何进气道可以有效改善进气道与

发动机的匹配特性,从而降低高马赫数下的进气道 阻力或者调整正激波位置,防止深度亚临界情况下 进气道进入不稳定工况。

参考文献:

- [1] Mattingly J D. Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets[M]. Virginia: AIAA Press, 2006.
- [2] Mattingly J D. Aircraft Engine Design [M]. Virginia: AIAA Press, 2002.
- [3] Seddon J, Goldsmith E L. Intake Aerodynamics [M]. Virginia: AIAA Press, 1999.
- [4] 朱俊强,黄国平,雷志军.航空发动机进排气系统气动热力学[M].上海:上海交大出版社,2014.
- [5] 廉筱纯. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学 出版社, 2005.
- [6] 乐 川,徐大军,蔡国飙.超声速溢流条件下二元超 声速进气道附加阻力计算[J].航空动力学报,2010, 25(11):2431-2436.
- [7] 王晓蓉. 航空发动机进排气系统特性建模研究[D].西安:西北工业大学, 2014.
- [8] 刘鹏超,宋文艳,骆广琦.某型飞机发动机的安装推力计算[J]. 航空工程进展, 2010, (3): 268-272.
- [9] 钱 飞,宋文艳,骆广琦. 某型飞机/发动机一体化性能计算[J]. 航空动力学报, 2013, (5): 1112-1118.
- [10] Kowaiski E J, Robert A A Jr. A Computer Code for Estimating Installed Performance of Aircraft Gas Turbine Engines[R]. NASA CR 159693, 1979.
- [11] 张晓博. 航空发动机多学科耦合设计和优化技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2014.
- [12] 周 红. 变循环发动机及其与飞机一体化设计研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2016.
- [13] 孙丰勇,张海波,叶志锋,等. 航空发动机超声速巡航性能寻优控制研究[J]. 推进技术, 2015, 36(8):
 1248-1256. (SUN Feng-yong, ZHANG Hai-bo, YE Zhi-feng, et al. A Study of Aero-Engine Supersonic Cruise[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36 (8): 1248-1256.)
- [14] 商旭升,蔡元虎,李京伟. 某高超声速弹用发动机安装特性分析[J]. 弹箭与制导学报,2013,(6):99-102.
- [15] 王占学,乔渭阳,蔡元虎. 某型弹用涡喷发动机安装 性能分析[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 12-16.
 (WANG Zhan-xue, QIAO Wei-yang, CAI Yuan-hu. Analysis of Installation Performance of the Missile Turbojet Engine [J]. Journal of Propulsion Technology,

2003, 24(1):12-16.)

- [16] Moeckel W E. Approximate Method for Predicting Form and Location of Detached Shock Waves Ahead of Plane or Axially Symmetric Bodies [R]. NACA TN 1921, 1949.
- [17] Osmon R V. Improved Methods of Spillage Drag Prediction for Two- Dimensional Inlets [J]. Journal of Aircraft, 1968, 5(3): 254-260.
- Malan P, Brown E F. Inlet Drag Prediction for Aircraft Conceptual Design [J]. Journal of Aircraft, 2012, 31 (3): 616-622.
- [19] Hawkins J E, Kirkland F P, Turner R L. Inlet Spillage Drag Tests and Numerical Flow-Field Analysis at Subsonic and Transonic Speeds of a 1/8 Scale, Two-Dimensional, External-Compression, Variable-Geometry, Su-

personic Inlet Configuration [R]. NASA-CR-2680.

- [20] 贾琳渊,陈玉春,黄 兴,等.1+1/2对转涡轮对双轴 混排涡扇发动机整机特性影响的研究[J].推进技 术,2013,34(11):1459-1465. (JIA Lin-yuan, CHEN Yu-chun, HUANG Xing, et al. Effect of 1+1/2 Counter Rotating Turbine on Twin-Shaft Mixed Turbofan Engine
 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(11): 1459-1465.)
- [21] 梁振欣. 射流预冷涡轮动力总体性能研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2011.
- [22] 陈玉春,徐思远,杨云铠,等.改善航空发动机特性 计算收敛性的方法[J].航空动力学报,2008,(12): 2242-2248.
- [23] 聂恰耶夫 Ю Н. 航空动力装置控制规律与特性[M].单凤桐,程振海,译.北京:国防工业出版社, 1999.

(编辑:史亚红)