

超声速进气道/发动机一体化控制

孙丰勇, 张海波, 叶志锋

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为了解决超声速进气道/发动机一体化问题,建立了可进行放气调节的超声速进气道部件级数学模型,而后将其与某双轴涡扇发动机部件级模型匹配,实现进气道与发动机共同工作。基于该进气道/发动机一体化部件级模型,分析计算了超声速进气道内流、外流特性,并研究了在超声速工作状态下进气道放气特性,验证了在超声速飞行时,发动机在中间状态与加力状态下,通过进气道放气调节,发动机安装推力提升了 3%。

关 键 词: 超声速进气道; 进气道部件级模型; 放气调节; 安装性能; 进气道/发动机一体化

中图分类号: V231

文献标志码: A

Integrated control for supersonic inlet/engine

SUN Feng-yong, ZHANG Hai-bo, YE Zhi-feng

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A component-level mathematical model of supersonic inlet with bleeding adjustment was developed to study of integrated performance for supersonic inlet/engine. Meanwhile, a coupling mathematical model of supersonic inlet and turbofan engine was built via a biaxial turbofan engine component-level models and inlet component-level models to describe their collaborate relationship. The properties of outside and inside flux of the intake were calculated base on this integrated component-level model for inlet/engine. Inlet bleeding properties in supersonic working mode were also analyzed. At last, the engine installed thrust was verified to be effectively enhanced 3% by the bleeding adjustment of inlet when the aircraft worked at supersonic flight in the middle and afterburner states.

Key words: supersonic inlet; component-level model of inlet; bleeding adjustment; installed performance; integrated performance of inlet/engine

随着航空技术的发展,进气道与发动机相容性问题日益凸显,其综合性能研究亦成为一个重要趋势,进气道与发动机良好的匹配关系可使发动机安全、稳定、高效地工作,并且能够提高推进系统的综合性能^[1]。然而由于现代飞机的飞行高度、马赫数、攻角等变化范围很大,对于超声速进气道,进气道与发动机的共同工作点就可能位于进气道特性线的亚临界区域或者超临界区域,即

偏离最佳工作位置,甚至引起进气道喘振或者痒振,导致风扇和压气机喘振。因此,寻求一种进气道/发动机一体化控制方案,即使进气道有较高的流量系数和总压恢复系数,又使发动机具有可靠的稳定裕度,同时又兼顾进气道外部阻力,成为研究进气道与发动机共同工作的重要问题,而建立一种进气道/发动机一体化部件级模型,是实现进气道与发动机匹配工作的前提与基础。

收稿日期:2013-06-17

基金项目:航空科学基金(20120652)

作者简介:孙丰勇(1990—),男,山东泰安人,博士生,主要研究方向为航空发动机建模与控制。

通讯作者:张海波(1976—),男,山东潍坊人,副教授,博士,主要研究方向为航空发动机建模与控制。

早在20世纪80年代,欧美等发达国家对进气道/发动机一体化工作做了大量研究^[2-5],表明匹配良好的进气道与发动机能有效提高发动机的安装性能. Batterton等^[6]在配备混压式超声速进气道的TF30-P-3涡扇发动机上设计并测试进气道/发动机一体化控制系统,保证发动机稳定工作,并可提高飞机整体性能. Boksenbom等^[7]在推进系统一体化研究中分析了进气与排气调节对涡喷发动机推力的影响. 此外, Wakelam等^[8-9]尝试将进气道控制分为高速与低速分别控制的方法,使得发动机与进气道匹配工作得以优化,取得明显效果.

目前国内对于进气道或发动机独立研究较多,并取得了一定成绩,而进气道/发动机一体化研究较少. 张兆等^[10]对进气道溢流阻力做了相关的研究,分析了发动机溢流阻力产生的原因,对进气道/发动机一体化研究提供了一定技术支持;乐川等^[11]分析计算出了超声速溢流条件下二元超声速进气道附加阻力计算公式,对研究超声速进气道外流特性具有借鉴意义. 在一体化研究方面,卢燕等^[12-13]根据数值模拟二元混压式超声速进气道内流场的计算结果建立了超声速进气道模型,并研究了斜板角度对进气道与发动机共同工作点的影响,但并没有涉及到飞行状态对进气道特性参数及其外流阻力的影响. 钱飞等^[14]根据进气道、尾喷管安装特性,利用进气道、尾喷管与后体特性转换程序求出实际的进气道、尾喷管安装特性,并计算出发动机安装性能,以此为基础计算了飞机性能,此方法仅仅局限于进气道与发动机的静态适配性计算,在进气道与发动机动态匹配方面具有一定局限性. 马志超、唐海龙^[15]研究了推进系统一体化建模与超声速巡航优化,证明进气道放气调节在超声速状态下是一种有效优化发动机安装推力的手段,但其在进气道/发动机一体化动态性能计算方面未作探讨.

传统发动机最大推力优化模式以提高发动机燃油消耗率为代价,控制发动机不超温且不超转.

若发动机优化模式为最大推力,通过进气道放气调节,不改变飞行状态及发动机控制器参数,将进气道工作点向临界状态逼近,降低进气道溢流阻力,同时控制进气道放气量,保证由放气引起的放气阻力小于减小的溢流阻力,便可实现发动机最大安装推力的优化.

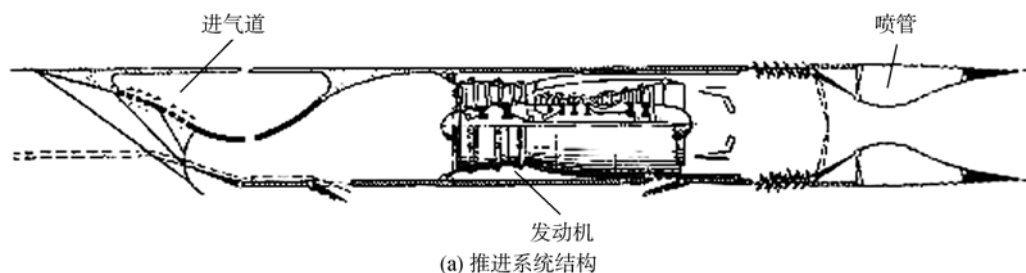
本文以大推力双转子混合排气带加力涡扇发动机为研究对象,建立进气道模型,并与发动机部件级模型进行匹配,形成进气道/发动机一体化部件级模型,模拟进气道与发动机动态匹配效果,并分析了工作在亚临界状态下的超声速进气道使用放气调节时对发动机安装性能参数的影响.

1 进气道与发动机共同工作原理

航空推进系统包括进气道、发动机和喷管,为便于介绍进气道与发动机相互作用关系,推进系统简图如图1所示,图1(a)为推进系统结构,图1(b)为推进系统各截面,其中截面0为前方未扰动气流截面,截面1为进气道进口截面,截面2为进气道出口截面,截面21为风扇进口截面,截面22为风扇出口截面,截面13为外涵进口截面,截面23为内涵进口截面,截面25为压气机进口截面,截面3为压气机出口和燃烧室进口截面,截面4为燃烧室出口和高压涡轮导向器进口截面,截面42为高压涡轮出口截面,截面44为低压涡轮进口截面,截面16为外涵道出口截面,截面5为低压涡轮出口截面,截面6为掺混室进口截面,截面8为尾喷管出口截面.

进气道、发动机是推进系统中两个重要组成部分,其工作状态相互影响,密切相关. 进气道从外界吸入空气,将空气供给发动机并在较高的马赫数下利用气流速度减速增压,保证发动机进口气流的温度、压力及流量稳定^[16-18].

进气道工作的稳定性必然影响到下游发动机的压气机及燃烧室等部件的工作;反之,发动机各可变几何面积的变化以及压气机的失速与喘振也必然影响到上游进气道的工作.



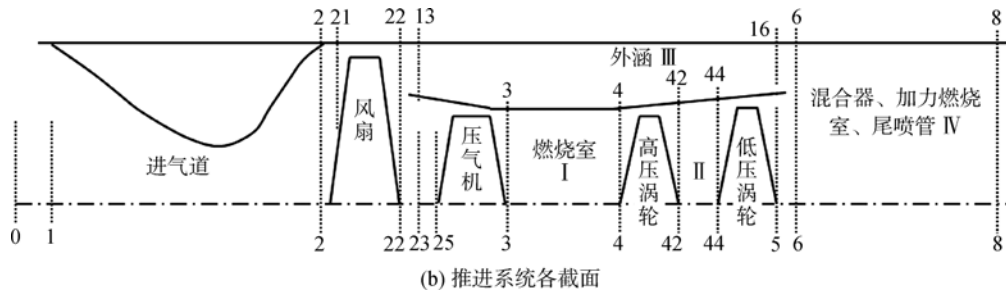


图 1 推进系统简图

Fig. 1 Simplified diagram of propulsion system

对于几何特征一定的进气道,其节流特性一定,如图 2 所示,图中各曲线为等马赫数 Ma 线。在给定马赫数下,总压恢复系数 σ 与流量系数 φ 关系是确定的,即

$$f(Ma, \varphi, \sigma) = \text{const} \quad (1)$$

式中 const 表示常数。

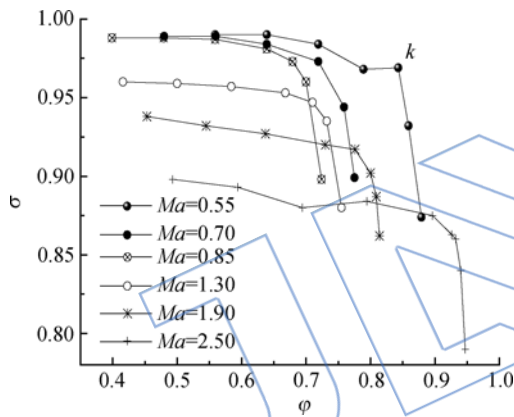


图 2 进气道节流特性图

Fig. 2 Throttling property diagram of inlet

受发动机工作状态的影响,进气道若工作在临界状态 k 点(实际工程应用中临界状态认为是 k 点及其左侧亚临界 $k=0.98$ 左右的范围),外部阻力最小;工作在亚临界区域,必然产生较大的溢流阻力;工作在超临界区域,总压恢复系数急剧下降,势必引起发动机性能下降。当飞机进气道工作在亚临界状态时,若存在一定控制手段将与发动机工作状态匹配的进气道工作点向临界状态逼近,即可实现进气道与发动机最优工作。

基于上述原理,下面针对进气道模型、进气道与发动机一体化模型分别进行设计与仿真验证。

2 进气道模型

2.1 进气道内流特性

由图 2 以及本文第 1 节所述进气道与发动机

共同工作原理,进气道出口截面参数主要有温度 T_2 、压力 p_2 、进气道出口换算流量 $\dot{m}_{2,c}$,下面将一一介绍三者推导过程。

1) 进气道出口温度、压力

根据气动热力学公式,进气道性能参数计算及推导过程如下:

$$T_0 = \begin{cases} 288.15 - 6.5 H & H < 11 \text{ km} \\ 216.7 & 11 \text{ km} \leq H \leq 24 \text{ km} \end{cases}$$

$$T_1 = T_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)$$

$$p_0 = \begin{cases} 1.01e^{-5} (1 - 0.02256 H)^{5.26} & H < 11 \text{ km} \\ 22632 / e^{0.1577(H-11)} & 11 \text{ km} \leq H \leq 24 \text{ km} \end{cases}$$

$$p_1 = p_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2)$$

由式(1)求得进气道工作状态下总压恢复系数 σ ,进气道出口总压

$$p_2 = p_1 \cdot \sigma \quad (3)$$

由式(2)、式(3)及进气道进出口总温保持不变,可得

$$p_2 = p_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \cdot \sigma$$

$$T_2 = T_0 \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma^2 \right) \quad (4)$$

其中 H 为飞行高度, κ 为等熵指数, p , T 为总压、总温,下标 0, 1, 2 为截面编号。

2) 进气道出口流量

根据气体动力学流量公式

$$\dot{m}_2 = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa + 1}{\kappa - 1}}} \cdot \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} \cdot A_2 q(\lambda_2) \quad (5)$$

式中 $\dot{m}_2$ 为进气道出口流量, A_2 为进气道出口截面面积, λ_2 为进气道出口速度系数, $q(\lambda_2)$ 为进气道出口流量函数, R 为气体常数。

进气道出口换算流量

$$\dot{m}_{2,c} = \frac{\dot{m}_2 \sqrt{\theta}}{\delta} \quad (6)$$

式中 $\theta = T_2/288.15$, $\delta = p_2/101325$.

由式(5)、式(6)得

$$\dot{m}_{2,c} = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \cdot \frac{1.01325}{\sqrt{288.15}} A_2 q(\lambda_2)$$

由 $\varphi = A_0/A_c$ 进而可得

$$\dot{m}_{2,c} = \varphi \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}} \cdot \frac{p_1}{\sqrt{T_1}} \cdot A_c q(\lambda_1) \frac{\sqrt{T_2}}{p_2} \cdot \frac{1.01325}{\sqrt{288.15}} \quad (7)$$

由式(4)、式(7)可得进气道出口换算流量

$$\dot{m}_{2,c} = \frac{242 q(\lambda_1) \varphi A_c}{(p_2/p_1)} = \frac{242 q(\lambda_1) \varphi A_c}{\sigma} \quad (8)$$

式中 A_c 为进气道横截面积, λ_1 为进气道进口速度系数, $q(\lambda_1)$ 为进气道进口流量函数.

式(4)、式(8)即为进气道出口特性参数(即发动机进口参数)计算公式.

2.2 进气道外流特性

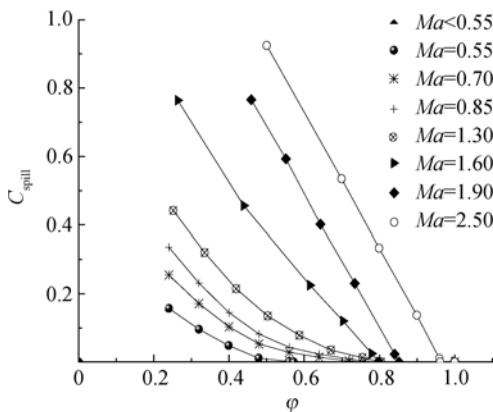
本文所建立的进气道模型,外流特性主要为溢流阻力与放气阻力.描述进气道溢流阻力与放气阻力的特性参数分别为溢流阻力系数 C_{spill} 、放气阻力系数 C_{bleed} ,如图 3 所示,图中 A_{bleed} 表示放气面积,数据来源于 NASA 报告^[4],图 3(a)、图 3(b)分别为溢流阻力系数、放气阻力系数特性图.

进气道阻力计算公式

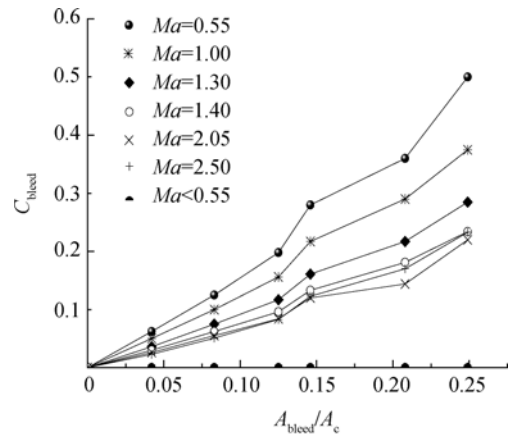
$$F_{drag} = C \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot A_c$$

式中 C 为阻力系数, ρ 为空气密度, v 为气流速度.

如图 3(a) 所示,进气道的流量系数较低时,溢流阻力一般存在;而进行放气调节时,就会产生放气阻力.当进气道工作在亚临界状态时,需进行放气调节,即提高流量系数,降低溢流阻力系数从而降低溢流阻力,进而提高发动机安装推力.



(a) 溢流阻力系数



(b) 放气阻力系数

图 3 进气道阻力系数特性图

Fig. 3 Property diagram of inlet drag coefficients

3 进气道/发动机一体化部件级模型

进气道出口截面参数即为发动机的进口截面参数,因此进气道与发动机共同工作时应该满足进气道出口流量与发动机进口流量平衡,进气道出口压力与发动机进口压力平衡.由式(8),进气道出口流量是总压恢复系数、流量系数、马赫数 Ma 的函数,而进气道出口压力又与其中的总压恢复系数有函数关系,即

$$\begin{cases} \dot{m}_2 = f(\varphi, \sigma, Ma) \\ p_2 = g(\sigma) \end{cases}$$

因此

$$\begin{cases} \sigma = f'(\varphi, \dot{m}_2, Ma) \\ \sigma = g'(p_2) \end{cases} \Rightarrow f'(\varphi, \dot{m}_2, Ma) = g'(p_2) \Rightarrow \dot{m}_2 = h(p_2)$$

故本文以进气道出口压力作为发动机的进口压力,并满足进气道与发动机的流量平衡,即可保证发动机与进气道流量、压力平衡.

根据气动热力学建立发动机各部件非线性模型的技术已比较成熟,本文以上节建立的进气道模型,与发动机部件级模型进行匹配,得到改进的带有进气道的进气道/发动机一体化部件级模型,模型计算流程图如图 4 所示.图 4 中 φ_{in} 为进气道初猜流量系数; ϵ_{in} 表示进气道出口流量与发动机进口流量残差; n_{en} 发动机初猜值矩阵; ϵ_{en} 为发动机平衡方程残差矩阵; α_f, α_c 分别为风扇与压气机导叶角; $\dot{m}_{fb}, \dot{m}_{fa}$ 分别为主燃油流量与加力燃油流量; A_8 为尾喷管喉道面积.

带有进气道的双轴涡扇发动机,其共同工作

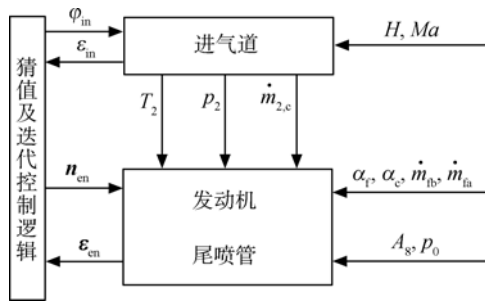


图 4 进气道/发动机模型计算流程图

Fig. 4 Calculation flow chart of inlet/engine model

平衡方程可以表述为

$$\dot{m}_{2,c} = \dot{m}_{21,c} \quad (9)$$

$$\dot{m}_{4,c} = \dot{m}_{41,c} \quad (10)$$

$$\dot{m}_{41,c} = \dot{m}_{45,c} \quad (11)$$

$$p_{16,s} = p_{6,s} \quad (12)$$

$$p_{8,ts} = p_{8,t} \quad (13)$$

$$\eta_{ht} N_{ht} - N_{ex} = N_{hc} \quad (14)$$

$$\eta_{lt} N_{lt} = N_{lc} \quad (15)$$

式中 $\dot{m}$, p , N , η 分别表示流量、压力、功率、机械效率;下标中数字表示截面(编号参照图 1(b));c 表示换算流量;s 表示静压;t 表示总压;ts 表示由流量连续计算得到的总压;ht,lt 分别表示高低压涡轮;ex 表示为高压涡轮抽功量;hc,lc 分别表示高、低压压气机。

上述进气道与发动机共同工作平衡方程可统一描述为

$$f_i(n_{en}, \varphi_{in}) = 0$$

式中 $i=1,2,3,4,5,6,7$ 与平衡方程(式(9)~式(15))相对应, (n_{en}, φ_{in}) 为初猜的进气道流量系数 φ_{in} 与发动机初猜值矩阵 n_{en} 增广的新初猜值矩阵, 计算过程中,通过牛顿-拉普森(N-R)方程求解共同工作方程,使增广后的误差矩阵 $(\epsilon_{en}, \epsilon_{in}) < \epsilon_{min}$ (ϵ_{min} 为设定误差值),即可认为平衡方程已经取得近似解。

由于进气道设计点与发动机设计点不同,进气道在发动机设计点(飞行高度 $H=0$ km, 马赫数 $Ma=0$, 标准大气温度)处于非起动状态,故所建立的进气道/发动机一体化部件级模型以高空点(飞行高度 $H=9$ km, 马赫数 $Ma=0.7$)作为设计点。

4 数值仿真

4.1 放气原理

由进气道特性图 2 可以看出,对于特定进气道,在每个马赫数下,都存在一个临界状态工作

点,工作在临界状态下的进气道具有较高的流量系数与较高的总压恢复系数,即视为当前飞行条件下,进气道的理想工作状态。

通过本文建立的进气道/发动机一体化模型,仿真模拟了进气道在不同马赫数下,没有放气调节下其溢流阻力 F_{spill} 、发动机推力 F_{en} 、安装推力 F_r 的(本文中推力均用以设计点发动机安装推力为基准的相对量表示)变化趋势,如图 5 所示,安装推力的计算公式为 $F_r = F_{en} - F_{spill} - F_{bleed}$,其中 F_{bleed} 为放气阻力。

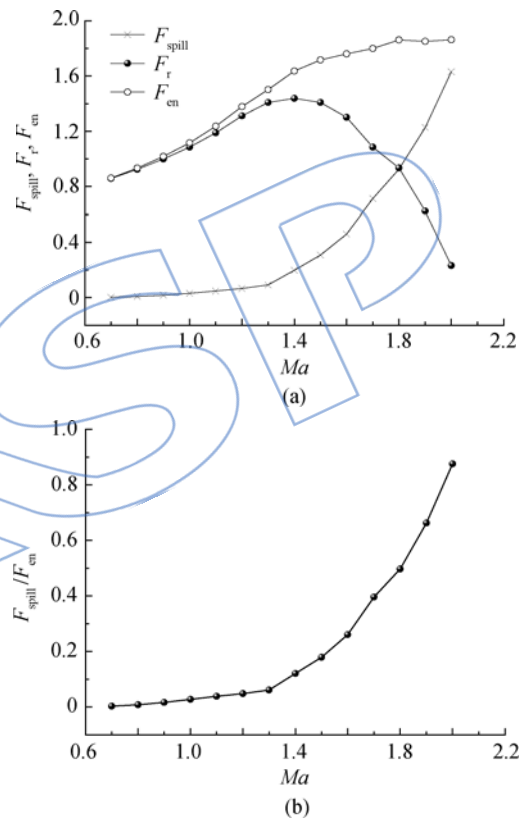


图 5 进气道溢流阻力、发动机推力、安装推力趋势图

Fig. 5 Tendency diagram of F_{spill} , F_{en} , F_r

图 5(a)表示 F_{spill} , F_{en} , F_r 变化趋势,图 5(b)为溢流阻力占发动机推力比例(F_{spill}/F_{en})曲线,从图中可以看出进气道工作在亚声速或跨声速状态时,其溢流阻力较小,放气调节意义不大,所以在亚声速时一般不调节进气道。但当 $Ma > 1.6$ 时,溢流阻力占到发动机推力 35%,而且马赫数继续增大情况下,此比例系数仍然增大,故进气道在超声速飞行时,放气调节是一项非常必要的控制措施。

因此,进气道放气控制方案寄希望于能通过放气,使进气道与发动机的共同工作点由亚临界状态向临界状态逼近,降低进气道溢流空气流量,

提高进气道流量系数,减少溢流阻力。

本文使用的进气道放气控制方案,考虑到过度放气的影响,放气上限为进气道理想工作状态空气流量与当前工作状态下空气流量之差,可视放气裕度,使用开环控制,调节放气系数(记为 R_b , 放气流量与放气裕度的比值),使进气道与发动机工作状态更加接近临界状态,其间发动机控制器不做任何变动。

4.2 数字仿真分析

为验证本文所设计的进气道/发动机一体化部件级模型,在主频为 2.53GHz、内存为 2G 的仿真环境下,在 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$ 与 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$ 的飞行条件下,对工作在亚临界状态下的超声速进气道,进行放气调节飞行任务仿真模拟(以下仿真中,该发动机的原有控制计划未做变动)。

4.2.1 进气道放气调节对发动机性能参数的稳态影响

在飞行条件 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$ 模拟放气过程,调节与放气门开度程度对应的放气系数,由额定状态(放气门关闭,即 $R_b=0$),逐渐拉至放气上限状态 $R_b=1$,仿真结果如图 6 所示,图 6(a)~图 6(d)分别表示发动机安装推力 F_r 、低压涡轮前温度 T_{45} 、单位燃油消耗率 S_c 、总压恢复系数 σ 随放气系数的变化曲线。可以看出,发动机安装推力随放气系数增加而增大,最高可提高 3.2%,这是由于进气道放气使得进气道流量增大,从而流量系数增大,溢流阻力减小,随之产生的放气阻力小于降低的溢流阻力,故使发动机安装推力升高。虽然单位燃油消耗率、低压涡轮前温度均有所上升,但都控制在 0.16% 之内,总压恢复系数下降 0.5% 之内,可视为进气道出口压力不变,保证进气道出口流场的稳定性。

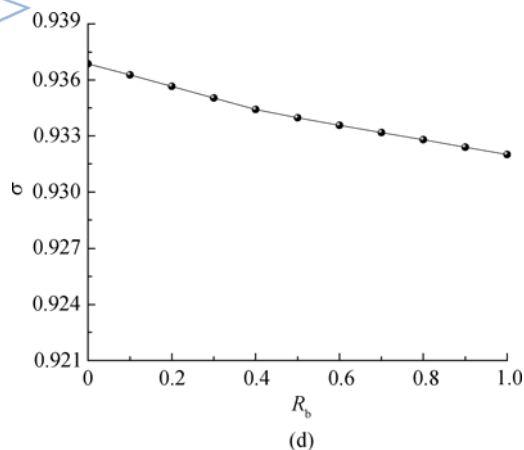
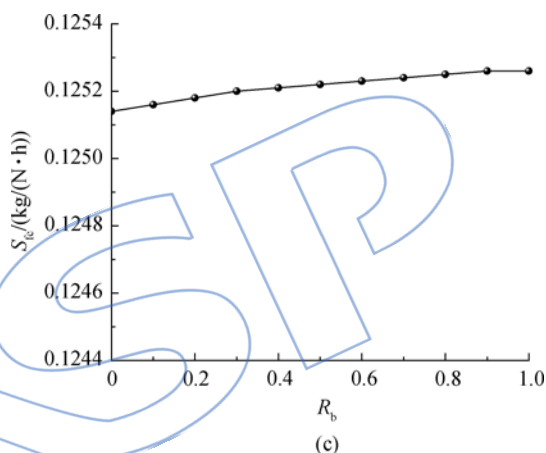
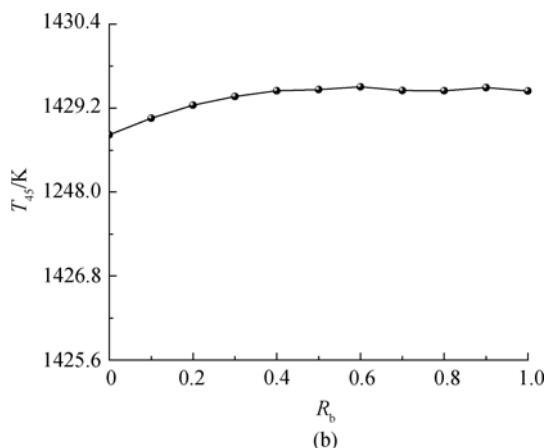
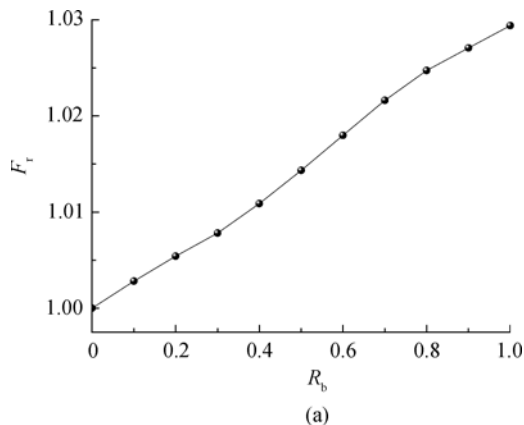


图 6 在 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$ 状态下放气的仿真结果

Fig. 6 Simulation results of bleeding at $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$

图 7 为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$ 状态下,进气道放气调节仿真图,各图物理意义与图 6 相同,从图 7(a)可以看出,发动机推力最高可提高 4.6%,而单位燃油消耗率与低压涡轮前温度与图 6 相比较更加稳定,扰动更小,故进气道调节在马赫数越高的情况下,显得更有意义。

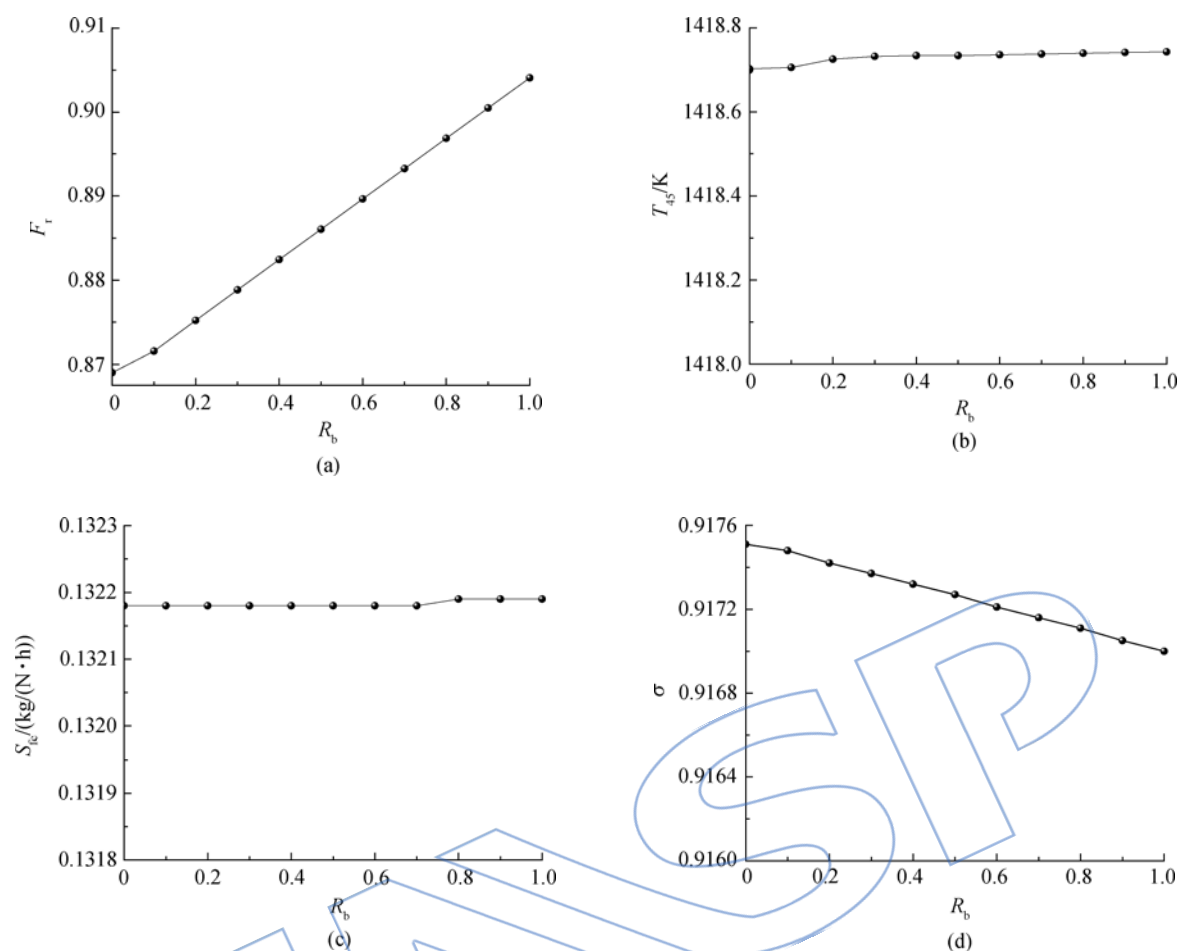
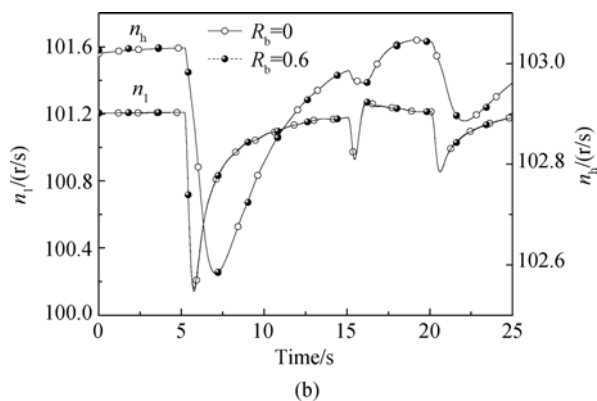
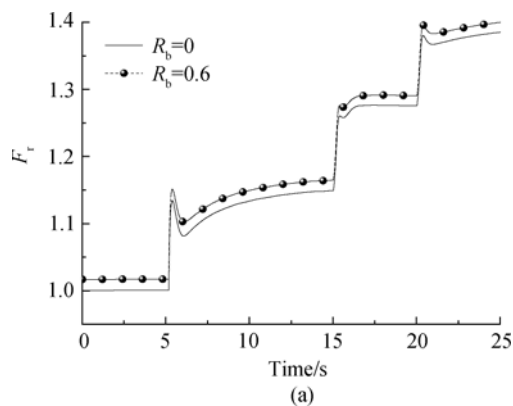


图 7 在 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$ 状态下放气的仿真结果
Fig. 7 Simulation results of bleeding at $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$

4.2.2 进气道放气调节对油门阶跃动态响应的影响

图 8、图 9 为发动机加力时,油门杆角度 P_{1a} 由 70° 拉至 85° ,发动机性能参数与安装推力在有放气调节和没有放气调节时的对比图.图 8 表示飞行条件为 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$ 时,发动机安装推力 F_t 、高压和低压转子转速 n_h 和 n_l 、压气机和风扇喘振裕度 $S_{m,c}$ 与 $S_{m,f}$ 的仿真结果对比图.从

图中可以看出无论在中间状态还是加力状态下,进气道在放气时发动机安装推力明显高于没有放气的发动机安装推力,而且发现放气对发动机高、低压转子转速与风扇和压气机喘振裕度的影响均可忽略不计.图 9 为飞行条件为 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$ 时的仿真结果对比图,各图物理意义均与图 8 相同.



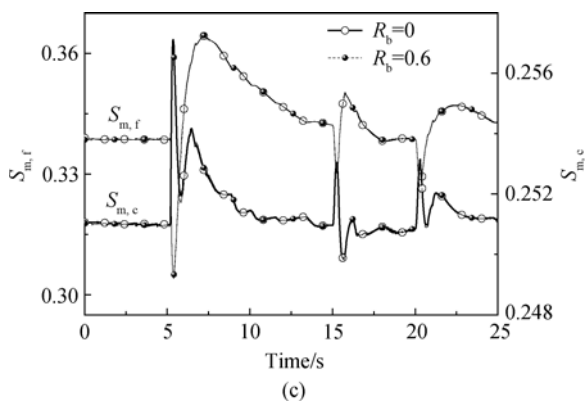


图8 在 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$ 状态下加速的仿真结果
Fig. 8 Simulation results of accelerating at
 $H=10\text{ km}$, $Ma=1.6$

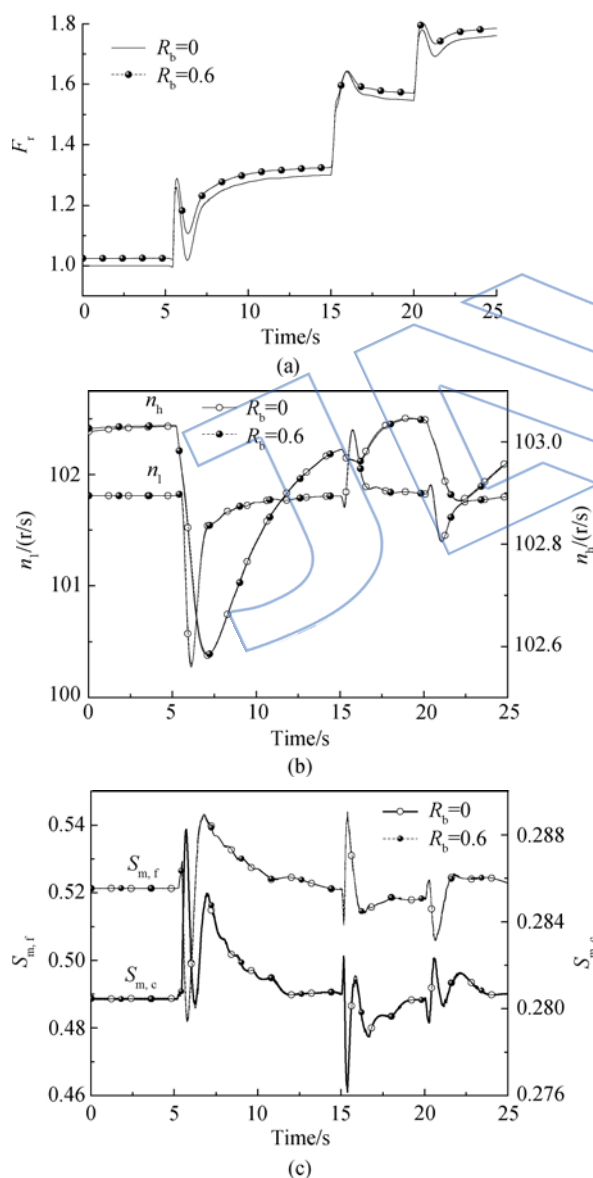


图9 在 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$ 状态下加速的仿真结果
Fig. 9 Simulation results of accelerating at
 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.9$

5 结 论

1) 建立超声速进气道模型,可以反映进气道内流、外流特性,并可进行进气道放气特性研究。

2) 将进气道模型与发动机部件级模型动态匹配,建立进气道/发动机一体化部件级模型,实现了进气道与发动机共同工作。

3) 基于结论1)和结论2),通过数值仿真验证进气道放气调节在超声速工作状态下的必要性,并且证明进气道放气调节可优化发动机安装推力,最后验证了有放气调节的进气道与发动机由中间状态到加力状态,其发动机安装推力明显优于没有进行放气调节的进气道与发动机。

参考文献:

- [1] 陈大光,张津. 飞机-发动机性能匹配与优化[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1990.
- [2] Abbot J M, Anderson B H, Rice E J. Inlets, ducts and nozzles[R]. NASA CP-3049, 1987.
- [3] Orme J S, Connors T R. Supersonic flight test results of a performance seeking control algorithm on a NASA F-15 aircraft[R]. AIAA 94-3210, 1994.
- [4] Ball W H, Hickcox T E. Rapid evaluation of propulsion system effect[R]. Armed Services Technical Information Agency Document, AD B031766, 1978.
- [5] Kowalski E J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines[R]. NASA-CR-159691, 1979.
- [6] Batterton P G, Arpasi, D J, Baumbick R. Digital integrated control of a Mach 2.5 mixed-compression supersonic inlet and an augmented mixed-flow turbofan engine[R]. NASA-TM-X-307, 1974.
- [7] Boksenbom A S, Feder M S. Analysis of parameters for thrust control of a turbojet engine equipped with air-inlet throttle and variable-area exhaust nozzle[R]. NACA-RM-E8B27, 1993.
- [8] Wakelam C T, Evans S W. Separation control for aero-engine intakes: Part 1 low-speed investigation of control strategies[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(4): 758-765.
- [9] Wakelam C T, Evans S W. Separation control for aero-engine intakes: Part 2 high-speed investigations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(4): 766-772.
- [10] 张兆,陶洋,黄国川. 发动机短舱溢流阻力的数值模拟研究[J]. 航空学报, 2013, 34(3): 547-553.
ZHANG Zhao, TAO Yang, HUANG Guochuan. Numerical simulation and research about the spillage drag of the engine nacelle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(3): 547-553. (in Chinese)
- [11] 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.
YUE Chuan, XU Dajun, CAI Guobiao. Calculation of additional drag coefficient of supersonic inlet under supersonic spillage condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(11):2431-2436. (in Chinese)
- [12] 卢燕,樊思齐,马会民,等. 超声速进气道与发动机的匹配[J]. 推进技术, 2003, 24(4):323-325.
LU Yan, FAN Siqi, MA Huimin, et al. Matching between supersonic inlet and aero-engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(4):323-325. (in Chinese)
- [13] 卢燕,樊思齐,马会民. 超声速进气道数学模型研究[J]. 推进技术, 2002, 23(6):468-471.
LU Yan, FAN Siqi, MA Huimin. Study for the mathematical model of supersonic inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(6):468-471. (in Chinese)
- [14] 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, 28(5):1112-1118.
QIAN Fei, SONG Wenyan, LUO Guangqi. Calculation of integrated performance for aircraft/engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5):1112-1118. (in Chinese)
- [15] 马志超,唐海龙. 某型飞机推进系统建模及超音速巡航优化分析[C]//中国航空学会推进系统气动热力学专业第十届学术交流会论文集. 北京:中国航空学会, 2005:99-105.
- [16] 廉筱纯,吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
- [17] 樊思齐. 航空发动机控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2008.
- [18] Farokhi S. Aircraft propulsion[M]. Hoboken, USA: John Wiley & Sons, Incorporated, 2010.

JASRSP