

基于辅助进气门的进气道/发动机 一体化稳定性控制研究^{*}

叶东鑫, 张海波

(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, 江苏 南京 210016)

摘要: 为了实现发动机在大机动飞行时高品质稳定运行, 提出了一种基于辅助进气门调节的进气道/发动机一体化稳定性控制方法。基于进气道CFD模型, 通过飞行条件和辅助进气门开度计算出口性能参数, 考虑总压畸变对风扇特性的影响, 建立了进气道实时模型和总压畸变模型, 并将其与发动机部件级模型匹配, 建立进/发一体化模型。为了直接控制发动机安全裕度, 选取发动机部分可测参数作为输入, 通过非线性拟合方法建立风扇喘振裕度实时估计模型, 相比于直接压比控制可以充分发挥发动机的潜能。进/发一体化控制是通过调节辅助进气门开度, 控制进气道出口总压恢复系数, 以满足发动机进口截面需求, 并基于 H_u 鲁棒控制实现对发动机的转速和安全裕度的控制。仿真结果表明, 所提出的方法可以实现发动机在大机动飞行过程中安全稳定工作, 推力损失不超过2%。

关键词: 辅助进气门; 总压畸变; 大机动飞行; 喘振裕度; 估计模型

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2020) 07-1621-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190447

Research on Integrated Inlet-Engine Stability Control Based on Auxiliary Door

YE Dong-xin, ZHANG Hai-bo

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to realize high quality and stable operation of the engine during large maneuvering flight, an integrated stability control method of inlet/engine based on auxiliary door regulation is proposed. The outlet performance parameters of the inlet model are calculated by flight conditions and auxiliary door, and considering the effects of total pressure distortion on fan characteristics, the real-time inlet model and total pressure distortion model are established, which are matched with the engine component level model to establish the integrated inlet/engine model. In order to directly control the safety margin of the engine, some measurable parameters of the engine are selected as input, and a real-time estimation model of fan surge margin is established by using the non-linear fitting method. Compared with the direct pressure ratio control, the potential of the engine can be fully developed. The control method of the integrated inlet-engine model is to control the total pressure recovery.

^{*} 收稿日期: 2019-07-01; 修订日期: 2019-08-26。

基金项目: 国家自然科学基金 (51576096); 中央高校科研业务费重大人才培养项目 (NF2018003); 江苏省研究生科研与实践创新计划项目 (KYCX18_0323)。

作者简介: 叶东鑫, 硕士生, 研究领域为航空发动机建模及控制。E-mail: 740923524@qq.com

通讯作者: 张海波, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机建模及控制。Email: zh_zhbb@126.com

引用格式: 叶东鑫, 张海波. 基于辅助进气门的进气道/发动机一体化稳定性控制研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7):1621-1630. (YE Dong-xin, ZHANG Hai-bo. Research on Integrated Inlet-Engine Stability Control Based on Auxiliary Door [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(7):1621-1630.)

ery coefficient of the inlet by adjusting the auxiliary door to meet the demand of the engine inlet section, and to control the engine speed and safety margin based on H_∞ robust control. The simulation results show that the proposed method can realize the safe and stable operation of the engine in the process of large maneuvering flight, and the thrust loss is less than 2%.

Key words: Auxiliary door; Total pressure distortion; Large maneuvering flight; Surge margin; Estimation model

1 引言

飞机有良好的机动性能对于空中格斗至关重要^[1],为了更为有效地实施进攻或规避导弹,飞机必须在瞬时进行大机动动作,攻角的急速提升会导致进气道出口畸变严重和流量不足等问题,这对于发动机而言是一个严峻的考验^[2-3]。超声速飞机在低速大攻角状态飞行时,进气道性能不足问题更为严重^[4-5],按高马赫数设计的进气道喉道面积不能满足发动机进口截面的流量需求,同时进气道唇口处的气流分离使得进气道内存在大量的低能流^[6-7],导致进气道出口畸变增大,从而造成发动机的稳定裕度下降,进一步引起压气机发生喘振^[8]。

辅助进气门装置的设立是缓解该问题的一种有效方法^[9-10],当飞行速度较低或大机动飞行时打开,可以提高进气流量和减小出口总压畸变。当飞行状态接近设计工作点时将其关闭,确保发动机在高低速状态下安全稳定的运行。美国曾开展大攻角飞行验证计划(High alpha technology program, HATP),研究结果表明,在低速状态时,攻角最大不能超过 20° 以保证发动机稳定;加入辅助进气门后,攻角可以变化至 100° ,此时进气道仍具有96%以上的总压恢复系数和8%以下的总压畸变。国内方面,孔德英等^[11]设计了辅助进气门结构,并验证了该结构能有效提高进气道低速性能,总压恢复系数提高了2%,综合畸变指数降低2%。巫朝君等^[12]通过风洞实验研究了快速俯仰机动过程中进气道性能变化的基本规律。然而,设立辅助进气门的进气道对发动机性能的具体影响并没有涉及研究。

同时,国内外提出的稳定性发动机控制可以保证发动机在大机动过程中具备足够的安全裕度。美国NASA的高稳定性控制研究^[13]使用压比损失修正风扇压比指令,从而对发动机进行控制。吴斌^[14]通过进口畸变的部件特性插值和总压修正建立了考虑畸变影响的发动机部件级模型,设计发动机自适应裕度控制实现根据畸变条件调整发动机工作状态的能力。王立峰等^[15-16]通过飞机机动过程的攻角、侧滑

角和马赫数等评估进气畸变引起的压比损失,并设计发动机稳定性控制器使喘振裕度恢复到原先水平。但是考虑最恶劣工况的设计安全裕度在正常工况下显得过大,该方法不能充分发挥发动机的潜能。因此,张海波等^[17-18]提出了喘振裕度直接控制发动机的方法,通过非线性拟合将高度、马赫数等参数与喘振裕度联系起来,并将其作为被控量加入控制回路中。顾书文^[19]同样利用神经网络和相关度分析法对发动机的工作状态进行预测。相比于直接压比控制,该方法可以让发动机高效、稳定的工作,具有一定的借鉴价值。目前,国内尚未有应用辅助进气门的调节控制的研究,建立增设辅助进气门装置的进/发模型仿真平台,对于推进系统的综合设计和控制至关重要。

针对发动机在低速大机动状态下性能不足的问题,本文提出了一种基于辅助进气门调节的进气道/发动机一体化模型控制方法^[20-23],研究了辅助进气门调节对发动机推力等性能参数的影响。通过CFD仿真软件计算设有辅助进气门的进气道模型的出口流量、总压恢复系数和总压畸变,并建立小包线范围内的零维进气道模型,将其与发动机部件级模型相结合,加入畸变对风扇特性的影响,建立具有高实时性的进气道/发动机一体化模型仿真平台。进/发一体化模型控制分为进气道控制和发动机控制两部分,进气道控制被控量选取为总压恢复系数,该参数由CFD仿真计算结果插值得到,通过PI控制器调节辅助进气门开度实现进气道闭环控制。发动机控制被控量选取为风扇转速和风扇喘振裕度,其中,风扇喘振裕度值是通过选取与其相关性强的发动机部分可测参数作为BP(Back propagation)神经网络的输入实时估计得到,通过 H_∞ 控制器调节燃油和尾喷管喉道面积实现发动机闭环控制。研究表明,该方法可以实时仿真出辅助进气门调节对发动机性能的影响,提高发动机推力的同时,减小总压畸变对发动机稳定工作的影响,发挥出发动机的潜能,具有工程实用性。

2 进气道/发动机一体化模型

2.1 超声速外压式进气道

本文研究的进气道模型是三波系外压式进气道,其设计工作点为 $Ma=2.2$, $H=11\text{km}$ 。该进气道设计如图1所示,主要由二级楔形板和外罩组成,其中两个楔形角分别为 8° 和 15° ,且第二级楔形板可调,外罩前缘唇口角为 5° 。

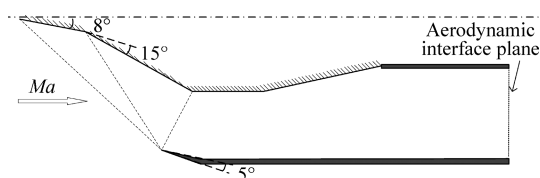


Fig. 1 Inlet model

然而,按照高马赫数设计的外压式进气道在低速飞行时会出现进气流量严重不足和出口畸变的问题,大机动飞行时更甚,主要原因有两点:(1)进气道喉道面积过小,不能满足发动机进口截面的流量需求;(2)外罩唇口处气流分离,进一步影响进气道通流能力,导致出口畸变较大。如图2所示,低速气流以大转角进入收敛形流道加速,在外罩尖唇缘内壁上发生分离。更为严重的是气流可能在某一截面达到声速,并在扩张通道中继续加速,最后以一道正激波转为亚声速,该过程伴随着大量的能量损失。

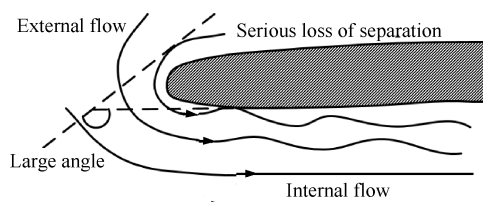


Fig. 2 Flow characteristics of inlet

为了改善低速飞行时外压式进气道的性能不足问题,本文引入辅助进气门装置,其主要功能是补充吸入空气。如图3所示,辅助进气门的设立不仅能提高出口流量,还减小了气流转角,减小了进口的流速,可以有效地缓解气流分离带来的总压损失和出口畸变。

辅助进气门的装置主要结构参数包括辅助进气门开度 θ ,通道转角 γ ,壁面厚度 λ ,进口导流角 R_1 ,出口导流角 R_2, R_3 和通道流通面积等,这些参数直接影响进气流量和气流品质,合理的设计至关重要。其中,通道面直接影响进气流量,面积过小不能有效改善进气不足问题,面积过大会影响内外流的掺混损失。本文最终的设计参数如图4所示,选取通道面积

为发动机进口面积的30%。

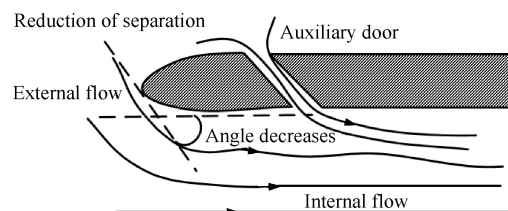


Fig. 3 Effect of auxiliary door

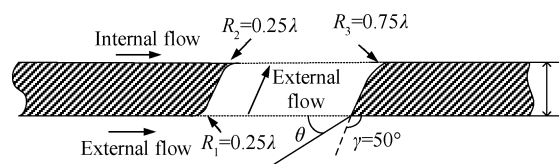
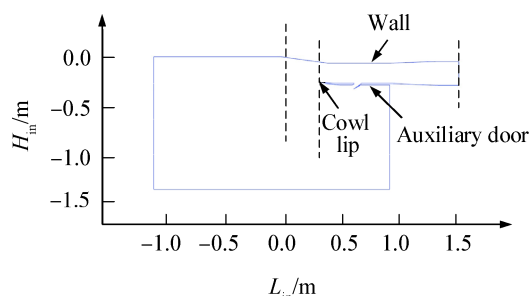
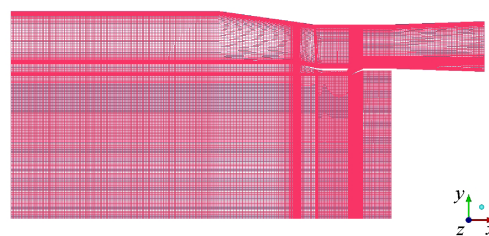


Fig. 4 Design of auxiliary inlet

为了尽可能提高进气道通流能力,本文将第二级楔形板角度由 15° 调整至 0° ,可以增大进气道的喉道面积。因此,设有辅助进气门装置的进气道流场模型和对应的网格划分如图5所示, L_{in} 和 H_{in} 分别为该模型的长度和高度。



(a) Two-dimensional sketch



(b) Mesh generation

Fig. 5 Inlet schematic

进气道二维流场仿真计算基于商用CFD计算软件FLUENT,在计算分析中选用的湍流模型是 $k-\omega$ 的SST,选用的边界条件包括远场边界和压力出口边界,并计算了包线范围 $0.12 \leq Ma \leq 0.2$, $0\text{km} \leq H \leq 2\text{km}$,攻角 $0^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 30^\circ$ 内的60个工作点。该方法可以有效地模拟出不同工作点下进气道的内流变化情况,研究在不同马赫数和攻角下,辅助进气门开

度对进气道出口流量、总压恢复系数和总压畸变等参数的影响。

2.2 进气道总压畸变

进气道出口存在总压畸变的主要原因是进气道进口前和内部流动的扰动。进口前气流扰动源主要包括大攻角、大侧滑等机动条件下形成的进气道唇口绕流分离,内部气流扰动源主要是激波和附面层相互干扰形成的气流分离。

总压畸变的影响主要是造成发动机的稳定边界下移,减小发动机的稳定裕度,不利于发动机稳定工作,如图6所示。其中 W_a 为发动机等换算流量, π_1 为风扇压比, π_0 和 π_d 分别为无畸变和有畸变时的风扇喘振边界压比, π_1 为发动机工作点的风扇压比。等换算流量稳定裕度和稳定裕度损失分别为

$$S_m = \left[\frac{\pi_0 - \pi_1}{\pi_1} \right]_{W_a = \text{const}} \times 100\% \quad (1)$$

$$\Delta S_m = \left[\frac{\pi_0 - \pi_d}{\pi_1} \right]_{W_a = \text{const}} \times 100\% \quad (2)$$

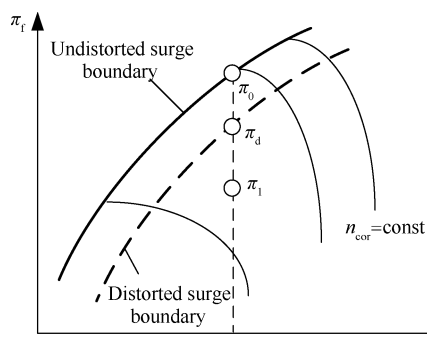


Fig. 6 Fan characteristic with/without distortion

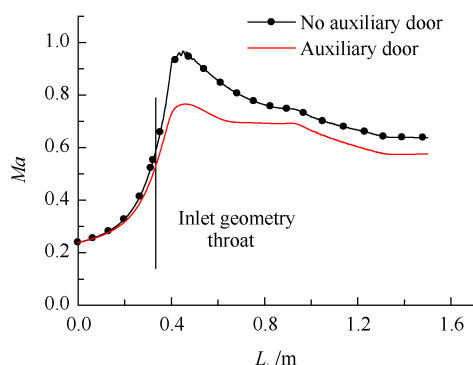
总压畸变对风扇特性的影响程度通过畸变指数 \bar{D} 确定,可由进气道出口截面总压 p_2^* 的最大差值和平均总压 \bar{p}_2^* 计算得到

$$\bar{D} = \frac{p_{2\max}^* - p_{2\min}^*}{\bar{p}_2^*} \quad (3)$$

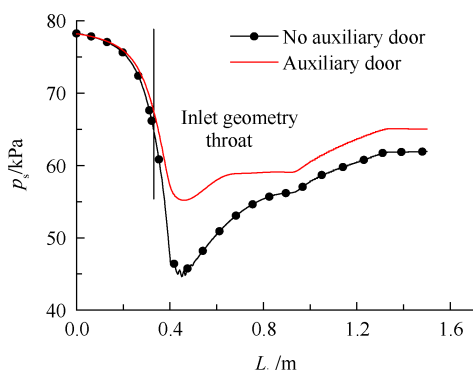
2.3 设有辅助进门的进气道模型仿真计算

选取包线范围内的 $Ma=0.2$, $H=2\text{km}$ 作为低速大机动状态的研究对象。首先研究辅助进气门对进气道内部气流流场的影响,选取攻角 $\alpha=0^\circ$,辅助进气门开度 $\theta=0^\circ$ 和 $\theta=20^\circ$ 的两个工作点对比进气道流道内壁面和近唇部内壁面的 Ma 、静压 p_s 变化情况,分别如图7和图8所示,从图7中可以看出,未调节时,上壁面的沿程马赫数在进口处加速,随后在扩张段减速,静压变化与之相反,在出口处存在低压气流。辅助

进气门的调节明显降低了气流速度,提高了出口气流压力,有效地减小了能量损失。



(a) Mach number along the wall



(b) Static pressure along the wall

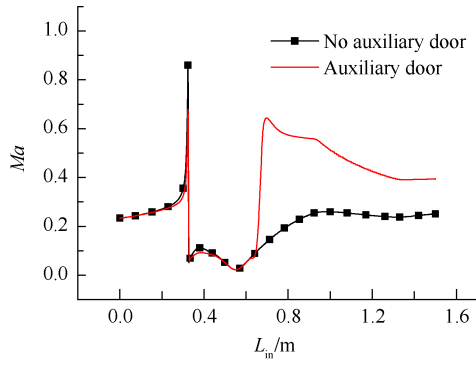
Fig. 7 Aerodynamic parameters of the wall

从图8中可以看出,未调节时,唇口处气流分离严重,大量的低能流向下游发展。当打开辅助进气门后,减小了进口气流速度,提高了位于该装置后的低能流速度,同时也提高了出口处的气流压力。因此,辅助进气门可以有效地减小进气道出口总压畸变。

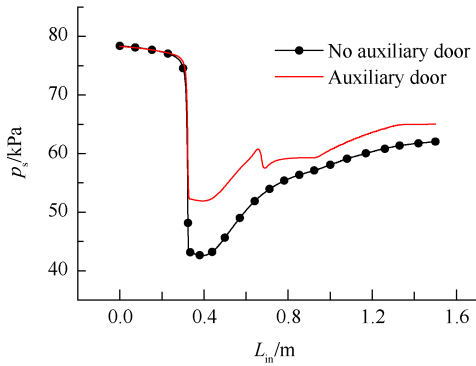
进一步研究辅助进气门开度 θ 对于总压恢复系数 σ 、进气道出口流量 m_{out} 和总压畸变 \bar{D} 的影响,如图9所示,出口流量已归一化。随着攻角增大到 60° 时,总压恢复系数和出口流量分别下降3.13%和16.7%,总压畸变指数增大了44.9%,与NASA计算结果^[10]相符。这不仅影响发动机的安全稳定工作,也造成了极大的推力损失。增设辅助进气门有助于提高进气道性能,以攻角达到 60° 时为例,打开辅助进气门开度至 30° 时,总压恢复系数和出口流量相较于同等状态分别提高了2.57%和22.67%,总压畸变指数减小了40.3%,对发动机的稳定工作起着至关重要的作用。

2.4 进气道总压畸变模型

进气道总压畸变主要影响风扇和压气机的流量、压比、效率等特性参数,原有的特性线已经不适



(a) Mach number along the cowl lip



(b) Static pressure along the cowl lip

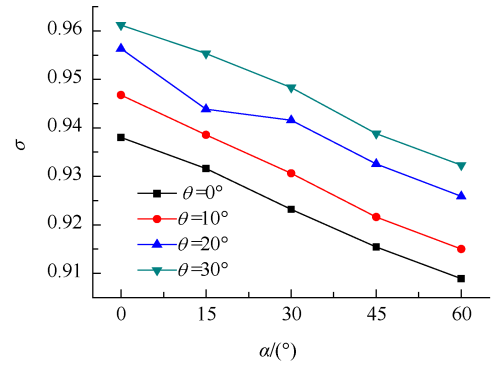
Fig. 8 Aerodynamic parameters of the cowl lip

用于有畸变的发动机模型,需结合通过实验获取特定畸变指数下的特性数据,根据实际畸变指数进行插值得到新的特性线。由于风扇具有整流的作用,总压畸变对后续部件影响可以忽略。图10为 $\bar{D}=0.2$ 和不同风扇相对换算转速 N_f 条件下的风扇压比 π_f 、效率 η 和换算流量 W_a 的特性线^[24],实线和虚线分别代表无畸变和有畸变。

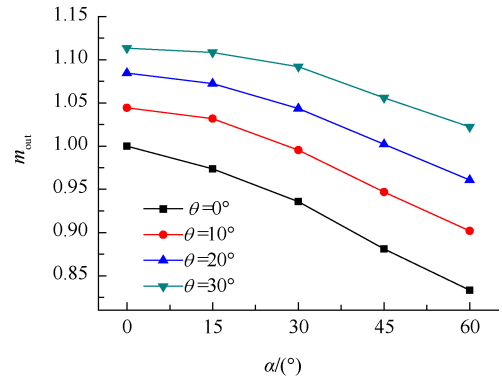
加入畸变影响后的风扇换算流量和效率由 N_f , π_f , 导叶角 ϕ_f 和 \bar{D} 插值确定,表达式为

$$\begin{aligned} W_a &= f_1(N_f, \pi_f, \phi_f, \bar{D}) \\ \eta &= f_2(N_f, \pi_f, \alpha_f, \bar{D}) \end{aligned} \quad (4)$$

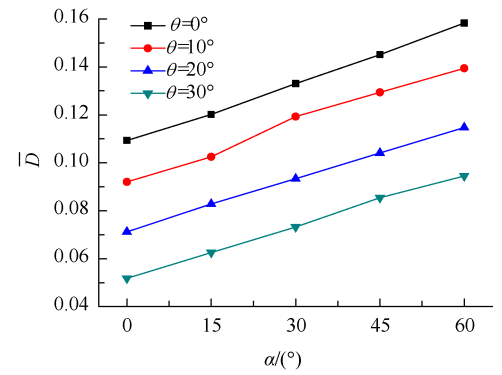
由上一节仿真计算结果可知,超声速进气道在低速状态下内流特性复杂,常规的气动计算很难准确计算加入辅助进气门后的出口流量、总压恢复系数和总压畸变指数等参数,而这些参数又是建立进气道模型的关键,其数值主要受飞行条件影响。因此,通过采用CFD自带的UDF(User defined function)模拟辅助进气门调节时进气道性能动态变化情况,将进气道出口参数与马赫数、攻角、辅助进气门开度联系起来,建立包线范围内置信度高,且设有辅助进气门的进气道模型。



(a) Total pressure recovery coefficient



(b) Mass flow rate



(c) Total pressure distortion

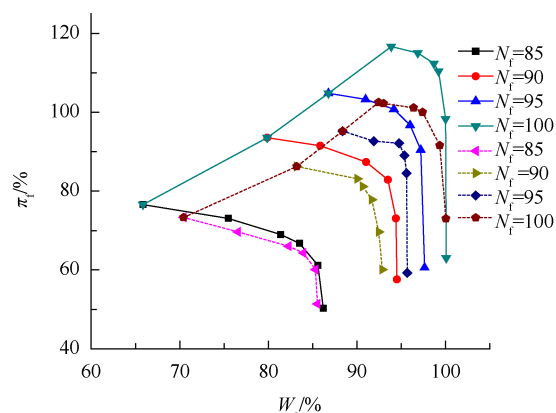
Fig. 9 Inlet performance at different angles of attack

2.5 实时性验证

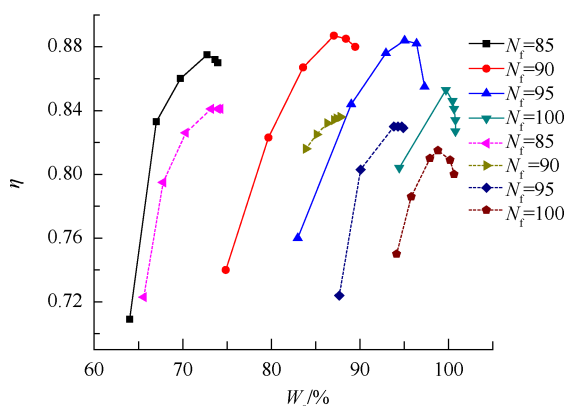
将二维进气道模型与新建立的进气道模型在相同配置(CPU: Intel Core i7-7700, 4核, 3.60GHz)的计算机运行计算,前者收敛需要1.5h,后者收敛时间<20ms,实时性得到了大幅提升。为进一步验证模型的准确性,本文列出四个包线范围内非计算点进行对比,分别为

- (1) $H=0.5\text{km}$, $Ma=0.13$, $\alpha=10^\circ$, $\theta=5^\circ$;
- (2) $H=0.8\text{km}$, $Ma=0.15$, $\alpha=25^\circ$, $\theta=15^\circ$;
- (3) $H=1.2\text{km}$, $Ma=0.17$, $\alpha=35^\circ$, $\theta=20^\circ$;
- (4) $H=1.5\text{km}$, $Ma=0.18$, $\alpha=55^\circ$, $\theta=25^\circ$ 。

计算结果如表1所示。新建立的进气道模型的



(a) Pressure ratio characteristics



(b) Efficiency characteristics

Fig. 10 Fan characteristics under fan speed and total pressure distortion

总压恢复系数、出口流量和总压畸变指数与二维进气道模型相比误差不超过 1%, 满足模型精度要求, 可以应用于进气道性能计算。

2.6 风扇喘振裕度估计模型

在飞机大机动过程中, 发动机极易发生喘振, 而风扇喘振裕度是不可测量, 为保证发动机稳定工作, 本文利用三层 BP 神经网络建立了基于发动机可测参数的风扇喘振裕度估计模型。

BP 神经网络的数学表达式为

$$Y = f(X) \quad (5)$$

为了保证该模型动静态精度, 选取当前时刻 k 和之前两个采样时刻的 N_f , 燃油量 W_f , 压气机出口总压 p_3 , 风扇出口总温 T_{22} , 尾喷管喉道面积 A_8 数据作为输

入, 由此实时预测风扇喘振裕度值。

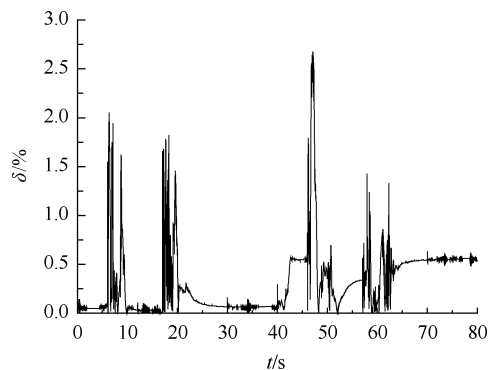
$$\begin{cases} X = [N_f(k), N_f(k-1), N_f(k-2), \\ W_f(k), W_f(k-1), W_f(k-2), \\ p_3(k), p_3(k-1), p_3(k-2), \\ T_{22}(k), T_{22}(k-1), T_{22}(k-2), \\ A_8(k), A_8(k-1), A_8(k-2)] \\ Y = [S_m(k)] \end{cases} \quad (6)$$

在模型训练过程中, 采集 $0 \leq H \leq 2\text{km}$, $0.12 \leq Ma \leq 0.2$, $0^\circ \leq \alpha \leq 60^\circ$, $0^\circ \leq \theta \leq 30^\circ$ 范围内的 17246 组动态数据, 仿真步长为 20ms。随机选取 13248 组数据作为训练数据, 剩余的 3998 组数据作为测试数据。通过调试法最终确定隐含层节点数为 8, 隐含层激活函数为 Tansig 函数, 输出层激活函数为 Purelin 函数。该模型的测试结果如图 11 所示, 测试误差为相对误差, 表达式为

$$\delta = \left| \frac{\tilde{S}_m - S_m}{S_m} \right| \times 100\% \quad (7)$$

式中 \tilde{S}_m 为风扇喘振裕度估计值。

测试结果表明, 估计值与实际值的误差不超过 3%, 如图 11 所示, 满足发动机动态模型的精度要求, 可应用于发动机喘振裕度实时动态预测。

**Fig. 11 Surge margin estimation error**

2.7 进/发一体化模型控制

本文研究的发动机模型为涡轮风扇发动机部件级模型^[25], 将建立的进气道模型与之相匹配, 建立进/发一体化模型。该模型将进气道出口和发动机进口

Table 1 Results of 0D and 2D

Non-calculating point	$\sigma(0D)$	$\sigma(2D)$	$m(0D)$	$m(2D)$	$\bar{D}(0D)$	$\bar{D}(2D)$
1	0.923	0.926	1.016	1.012	0.1272	0.1266
2	0.939	0.943	1.042	1.040	0.1127	0.1132
3	0.936	0.932	1.034	1.031	0.0930	0.0925
4	0.932	0.929	1.006	1.011	0.0813	0.0811

的流量进行匹配,并将进气道模型计算出的总压恢复系数和总压畸变指数作为发动机模型的输入进行计算。

进/发一体化模型的控制分为两部分,包括进气道PI闭环控制和发动机 H_∞ 闭环控制,如图12所示,其中 p_{2s} 为发动机进口静压。

进气道PI控制选取辅助进气门开度 u 以 θ 作为控制量,出口总压恢复系数 y 以 σ 作为输出量,控制器参数 $K_p=0.253, K_i=1.2$ 。PI控制器可以消除或减小系统的稳态误差,改善系统的稳态性能。通过调节辅助进气门开度提高总压恢复系数的同时,增加进气道出口流量,减小总压畸变,以满足发动机性能需求。

发动机 H_∞ 控制具有很强的鲁棒性和抗干扰性,可以保证发动机闭环系统的稳定性。其原理如图13所示。

图中 W_1 和 W_2 是加权函数, w 是外部输入信号, z 是受控输出, u 是控制信号, y 是系统测量输出信号, $K(s)$ 代表控制器, $P(s)$ 代表广义被控对象。

外部输入信号 w 到受控输出 z 的传递函数为

$$T_{zw} = \begin{bmatrix} W_1 M \\ W_2 K M \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中 M 为灵敏度函数,即

$$M(s) = \frac{E(s)}{R(s)} = \frac{1}{1 + P(s)K(s)} \quad (9)$$

$$K = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0287 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0.0287 \\ 2.2050 & 1 & 0.3546 & -0.1848 & 1.0398 & -1.5911 & 0.0652 & -0.0067 \\ 0.9556 & 0.1704 & -0.1952 & 0.7200 & 0.4224 & -0.7188 & 0.0288 & 0.0144 \\ 0.3119 & 0.0020 & -0.0591 & -0.0221 & 1.0952 & -0.2183 & 0.0082 & 0 \\ 0.6809 & 0.0047 & -0.1290 & -0.0483 & 0.2141 & 0.5205 & 0.0180 & 0 \\ 5865.557 & -51.644 & -1446.048 & -579.391 & 2426.229 & -4215.312 & 0 & 0 \\ 2632.380 & -18.882 & -649.625 & -258.681 & 1088.242 & -1892.335 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

为了保证被控对象 $P(s)$ 稳定,需要设计合适的控制器 $K(s)$ 抑制其对输出 y 的影响。同时,为了实现无静差跟踪, $W_1(s)$ 需包含一个积分环节,且当 $w \rightarrow 0$ 时, $\|W_1\|_\infty \gg \|W_2\|_\infty$ 。当 $w \rightarrow \infty$ 时,需满足 $\|W_2\|_\infty \gg \|W_1\|_\infty$,以增强抗噪声能力。

本文选取 $H=2\text{km}, Ma=0.2, \alpha=30^\circ$,油门杆角度 $PLA=70^\circ$ 作为 H_∞ 控制的设计点,该控制系统的状态量 x_1 、控制量 u_1 和输出量 y_1 如下所示,其中 N_e 为压气机相对换算转速。

$$\begin{aligned} x_1 &= [N_e, N_c]^T \\ u_1 &= [W_f, A_8]^T \\ y_1 &= [N_e, S_m]^T \end{aligned} \quad (10)$$

由此得到发动机系统矩阵

$$\begin{aligned} A &= \begin{bmatrix} -2.4225 & 0.4510 \\ -4.9759 & 0.8398 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.3282 & 0.2650 \\ 0.7147 & 0.5830 \end{bmatrix} \\ C &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 3.0780 & 2.4812 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (11)$$

H_∞ 控制器加权函数为

$$W_1 = \begin{bmatrix} \frac{10s+200}{5s+0.5} & 0 \\ 0 & \frac{10s+200}{5s+0.5} \end{bmatrix}, W_2 = \begin{bmatrix} \frac{s}{s+15} & 0 \\ 0 & \frac{s}{s+15} \end{bmatrix} \quad (12)$$

最终求得控制器参数为

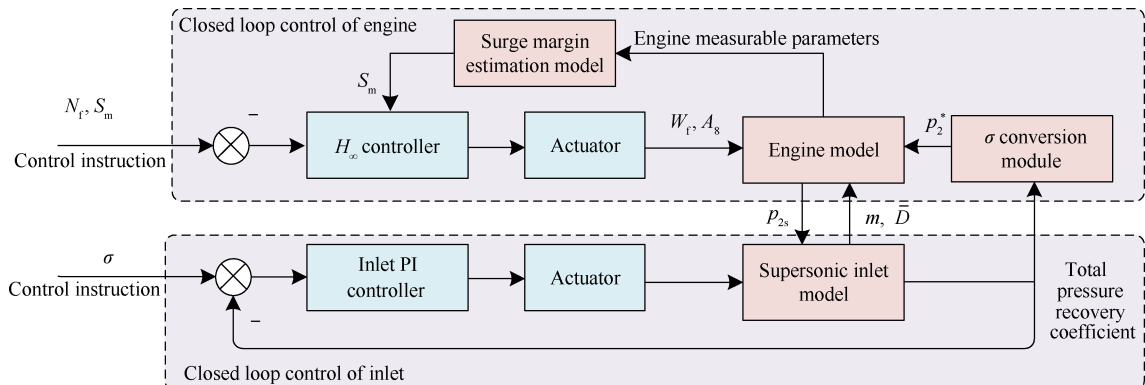
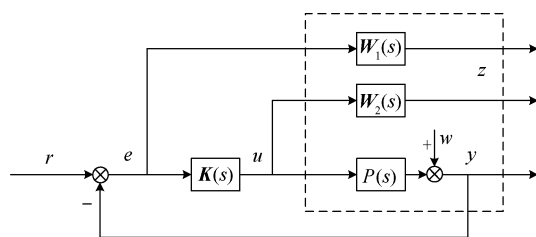


Fig. 12 Inlet/engine model

Fig. 13 H_{∞} robust control

3 实时模型仿真结果

选取 $H=2\text{km}$, $Ma=0.2$ 作为大机动状态工作点, 验证辅助进气门控制对发动机重要性能参数的影响。大机动状态过程的攻角轨迹为

$$\alpha = \begin{cases} 0, & 0 \leq t < 6\text{s} \\ \alpha_0 \left(1 - e^{-\frac{t-6}{\tau}} \right), & 6 \leq t < 12\text{s} \\ \alpha_0, & 12 \leq t < 17\text{s} \\ \alpha_0 e^{-\frac{t-17}{\tau_1}}, & 17 \leq t < 30\text{s} \\ 0, & 30 \leq t < 40\text{s} \end{cases} \quad (14)$$

式中 α_0 为最终攻角值, τ 和 τ_1 为时间常数, 该状态下 $\alpha_0=60^\circ$, $\tau=0.8\text{s}$, $\tau_1=2\text{s}$ 。在 $t=6\text{s}$ 时刻, 攻角需要迅速升至 60° , 可以减小飞机出现失速或进入尾旋的可能性, 随后保持该状态 5s , 在 $t=17\text{s}$ 时刻, 开始减

小攻角至原先状态, 减小速度过大可能导致飞机进入负迎角状态, 速度过小会导致速度损失, 如图 14 所示。

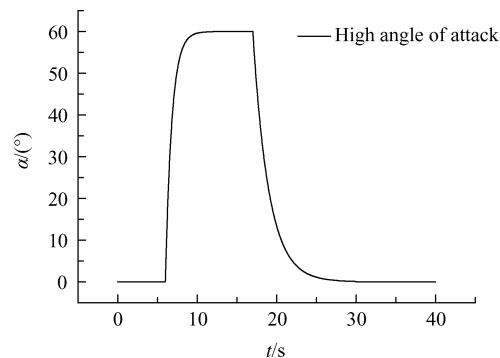
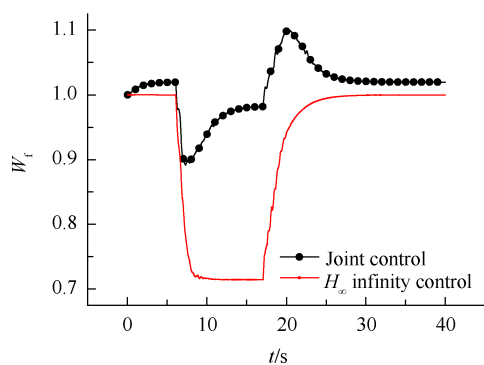


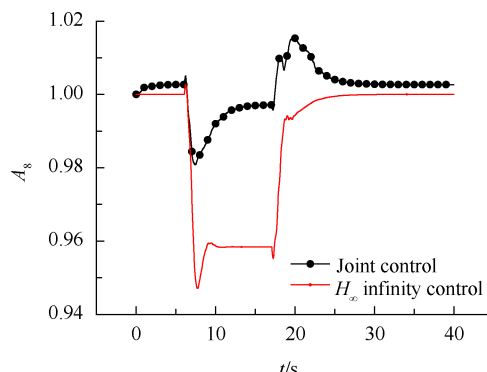
Fig. 14 Change trend of angle of attack

在仿真过程中, 当 $\alpha \leq 30^\circ$ 时, $\sigma=0.94$, $\alpha > 30^\circ$ 时, $\sigma=0.93$ 作为 PI 控制器的指令。 $N_f=100$ 和 $S_m=0.16$ 作为 H_{∞} 控制器的指令。将 PI 和 H_{∞} 共同控制和仅有 H_{∞} 控制作对比, 以验证辅助进气门对发动机的影响。仿真结果如图 15 所示, 参数已经过归一化。

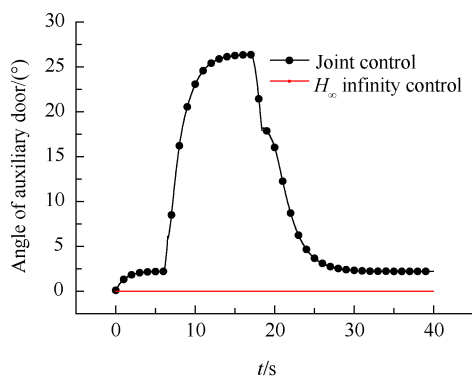
当未加入辅助进气门调节时, 进入大攻角状态后, 发动机进口流量 m_{in} 减小了 20% , 推力 F 损失高达 30% , σ 下降了 3% , N_f 过高, 耗油量 (SFC) 提高 2.2% , 发动机性能严重受损。攻角减小后, 各项性能参数



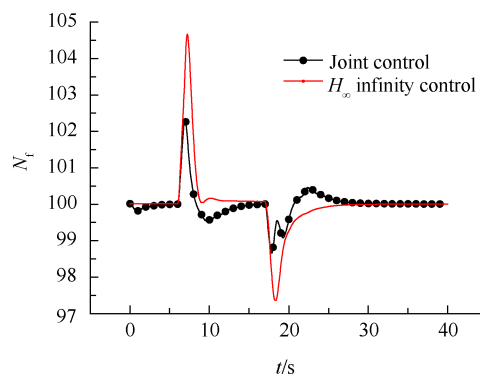
(a)



(b)



(c)



(d)

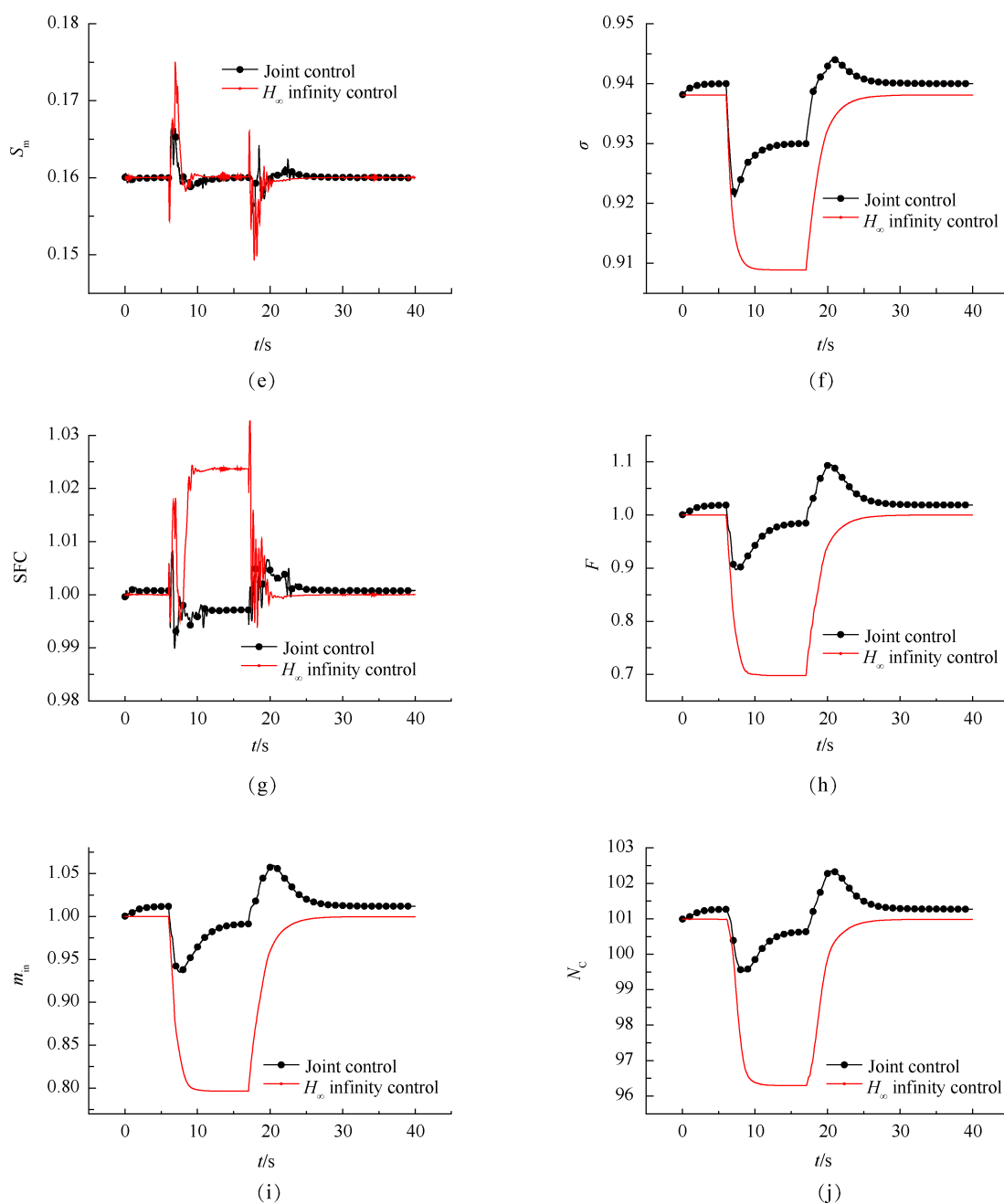


Fig. 15 Engine performance under large maneuver flight

恢复正常状态。

加入辅助进气门调节后,控制系统更加稳定,各项性能参数变化幅度均有所减小,风扇转速变化幅度明显,不再出现转速过高情况。整个机动过程,进口流量提高了18%,推力损失仅有2%,总压恢复系数也提高了2%,耗油率变化不超过1%,发动机平稳安全的工作,其主要原因是辅助进气门调节提高进口流量和总压恢复系数的同时,减小了进气道出口畸变。本文在仿真过程中未考虑辅助进气门引起的掺混损失和额外阻力对发动机的影响。

4 结论

本文进行了基于辅助进气门调节的进/发一体化实时模型控制仿真研究,得到以下结论:

(1)增设辅助进气门的进气道模型在大攻角状态下可以提高出口总压恢复系数和流量增加,减小总压畸变,并根据CFD软件计算结果建立进气道模型。

(2)加入总压畸变对风扇特性的影响,通过BP神经网络拟合建立了喘振裕度估计模型,在此基础上设计出进气道/发动机一体化模型的控制器。

(3)辅助进气门控制可以减小大攻角机动造成的不利影响,实现低速大机动状态下的发动机稳定工作,推力损失不超过2%。

致 谢:感谢国家自然科学基金、中央高校科研业务费重大人才培养项目、江苏省研究生科研与实践创新计划项目的资助。

参考文献

- [1] 陈 琦. 飞行器气动/控制一体化机动飞行的数值模拟研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2016.
- [2] Connolly J W, Kopasakis G, Paxson D E, et al. Nonlinear Dynamic Modeling and Controls Development for Supersonic Propulsion System Research[R]. AIAA 2011-5635.
- [3] 杜 瑶, 张海波, 刘明磊. 基于正激波位置计算的进气道/发动机系统实时仿真模型[J]. 航空动力学报, 2018, 33(1).
- [4] 艾 宇. 飞行器大攻角流场数值模拟研究[D]. 南京:南京理工大学, 2015.
- [5] 郑万祥. 大攻角非定常气动建模及气动模型研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [6] 翁小倬, 郭荣伟. 一种腹下S弯进气道低速大攻角下气动特性实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(9): 1573-1578.
- [7] 巫朝君. 战斗机进气道低速特性试验研究[D]. 长沙:国防科技大学, 2007.
- [8] Tindell R H, Hill W G. CFD Analysis of the X-29 Inlet at High Angle of Attack[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 30(4): 480-487.
- [9] Wasserbauer J, Cubbison R, Trefny C. Low Speed Performance of a Supersonic Axisymmetric Mixed Compression Inlet with Auxiliary Inlets[C]. *Washington: 19th Joint Propulsion Conference*, 1983.
- [10] Mark J L, McGarry M A, Reagan P V. Research on a Two-Dimensional Inlet for a Supersonic V/STOL Propulsion System[R]. NASA CR-174945, 1984.
- [11] 孔德英, 邓文剑, 方 力. 一种背负式S弯进气道辅助进气门设计[J]. 航空科学技术, 2016, 27(12): 1-7.
- [12] 巫朝君, 聂博文, 孔 鹏, 等. 战斗机进气道非定常性能试验技术[J]. 实验流体力学, 2016, 31(2).
- [13] Orme J, DeLaat J, Southwick R, et al. Development and Testing of a High Stability Engine Control (HISTEC) System[R]. AIAA 98-3715.
- [14] 吴 斌. 进口畸变下的航空发动机稳定性控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
- [15] Wang L, Li Z, Zhi L. Enhancing the Fidelity of Post-stall Flight Simulation Using Detailed Propulsion System Model[R]. AIAA 2004-4810.
- [16] 王立峰, 张 津. 超机动飞行推进系统稳定性控制研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4). (WANG Li-feng, ZHANG Jin. Propulsion System Stability Control for Super-maneuvering Flight[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(4).)
- [17] 王健康, 张海波, 陈 可, 等. 基于喘振裕度估计模型的发动机高稳定性控制[J]. 航空动力学报, 2013, 28(9): 2145-2154.
- [18] 陈霆昊, 张海波, 孙健国. 基于攻角预测模型的航空发动机高稳定性控制[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1676-1682.
- [19] 顾书文. 涡扇发动机失速模型的建立与稳定性主动控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [20] SUN Fengyong, ZHANG Haibo, YE Zhifeng. Integrated Control for Supersonic Inlet/Engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10).
- [21] 贾琳渊, 陈玉春, 解俊琪, 等. 超声速进气道进发匹配安装性能快速计算方法[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 35-43. (JIA Lin-yuan, CHEN Yu-chun, XIE Jun-qi, et al. A Simplified Method to Simulate Supersonic Inlet Installed Performance in Terms of Engine and Inlet Matching [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 35-43.)
- [22] 王健康. 航空发动机模型基优化控制技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.
- [23] 祁宏斌, 黄顺洲, 王为丽, 等. 基于进发匹配的自适应循环发动机总体性能设计初步研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5).
- [24] 李鹏远. 超声速多状态变循环推进系统综合建模与控制研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2017.
- [25] 周文祥. 航空发动机及控制系统建模与面向对象的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2006.

(编辑:朱立影)