

文章编号: 1674-8190(XXXX)XX-001-07

航空发动机全飞行包线稳态划分方法研究

蒋匀绅, 蔡开龙

(南昌航空大学 飞行器工程学院, 南昌 330063)

摘要: 航空发动机在鲁棒控制器设计过程中存在飞行包线区域难以系统划分的问题, 为此, 提出基于推力耗油率特性和基于动压耗油率特性的航空发动机飞行包线划分法。根据某型涡扇发动机在全包线范围内稳态工作时的推力、耗油率及动压特性, 结合大气条件的客观规律, 通过两种划分方法将飞行包线划分为 65 个区域, 用每个区域对应标称点的参数代替其周围小偏差区域和边界点参数。通过对该发动机全包线内各区域标称点与边界点参数的对比, 证明两种方法均对全飞行包线划分有效, 可为后续航空发动机控制器设计提供理论基础。

关键词: 航空发动机; 飞行包线划分; 推力耗油率特性; 动压

中图分类号: V249.4

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

文献标识码: A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Study on Steady State Division Method of Aircraft Engine Full Flight Envelope

JIANG Yunshen, CAI Kailong

(College of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: In the process of robust controller design for aircraft engines, it is difficult to divide the flight envelope region systematically. In this paper, a flight envelope division method for aircraft engines based on thrust fuel consumption characteristics and dynamic pressure fuel consumption characteristics is proposed. According to the thrust, fuel consumption and dynamic pressure characteristics of a turbofan engine during steady-state operation within the full envelope, combined with the objective law of atmospheric conditions, the flight envelope is divided into 65 regions by two division methods, and the parameters of the surrounding small deviation regions and boundary points are replaced by the parameters of the corresponding nominal points of each region. By comparing the parameters of nominal points and boundary points within the full envelope of the engine, the results show that both methods are effective for the full flight envelope division, which provides a theoretical basis for the subsequent aircraft engine controller design.

Key words: aircraft engine; flight envelope division; thrust and fuel consumption characteristics; dynamic pressure

收稿日期: 2022-06-10; 修回日期: 2022-09-27

基金项目: 江西省双千计划(jxsq201810657)

通信作者: 蔡开龙, 70692@nchu.edu.cn;

引用格式: 蒋匀绅, 蔡开龙. 航空发动机全飞行包线稳态划分方法研究[J]. 航空工程进展, XXXX, XX(XX): 1-7.

JIANG Yunshen, CAI Kailong. Study on Steady State Division Method of Aircraft Engine Full Flight Envelope[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-7. (in Chinese)

0 引言

航空发动机的工作状态十分复杂,其模型有着强非线性的特点,因此在对航空发动机进行控制的过程中很难用一种控制方法在全飞行包线范围内进行控制。为了解决该问题,一般是将飞行包线划分成若干子区域,再对各个子区域选择标称点分别设计对应的控制器。因此,将航空发动机全飞行包线进行合理划分显得十分重要。但如何对飞行包线划分又没有合理的方法或一个完整的理论体系。常用的线性控制方法的设计对象是小偏离线性模型,只适用于稳态点附近小范围内的发动机控制,在整个飞行包线内若只设计一个线性控制器让其能满足所有飞行状态点的要求是不可能的。为了达到更好的控制效果就需要将整个飞行包线进行区域划分,并对每个区域分别设计控制器,从而保证所有飞行状态点都能满足控制要求。

何超凡等^[1]、TAO X等^[2]利用间隙度量理论以间隙度量值为指标给出确定区域划分边界的方法,该方法需要将包线内所有状态点逐一线性化建模,并计算区域内极小点,工作量大且复杂,较为耗时耗力;李中健^[3]按照动压等高线与高度、马赫数对飞行包线进行划分,但该划分方法对设计经验依赖较大;胡卫红等^[4]、刘若璐^[5]、柯宏威^[6]、周黎^[7]、孙昊博等^[8]提出或运用将飞行包线区域划分与标称点设计问题转化为一个距离的最大覆盖优化问题;刘星怡^[9]通过基于密度的聚类算法将归一化后的状态点在高维空间上按距离划分包线;王海泉等^[10]利用发动机进口参数的相对变化指标对飞行包线进行划分;王进等^[11]、李述清等^[12]根据矩阵扰动分析理论和线性系统理论将发动机状态空间模型状态系数矩阵的特征值作为包线划分的依据;何敏等^[13]、苏光旭等^[14]、PAN M等^[15]利用操纵性及逆向三维建模方法建立划分方法;WANG H等^[16-18]、J. A. Polley等^[19]先将整个飞行包线粗略划分为八个区域,再通过发动机入口温度、压力等参数选取标称点并将划分区域覆盖全飞行包线。上述方法均能对航空发动机飞行包线有效划分,但较多依靠设计经验且耗时耗力,或在衡量指标的确定过程中需反复验证来进行划分。

为此,针对航空发动机鲁棒控制器设计过程中不能仅使用一个线性控制器对整个飞行包线完成控制,从而需要对飞行包线进行区域划分的问题,

本文分别提出基于推力耗油率特性和基于动压耗油率特性的航空发动机飞行包线稳态工作时的两种划分方法,通过发动机部件级非线性模型对划分结果进行可行性验证并给出特定划分方法的适用性范围,通过对该发动机全包线内各区域标称点与边界点参数的对比,来验证该两种航空发动机飞行包线划分法的有效性。

1 基于推力耗油率特性的航空发动机飞行包线划分方法

1.1 划分依据

由于推力及耗油率是发动机极其重要的性能指标和经济指标,同时也成为了划分包线的重要因素。根据某型涡扇发动机部件级非线性模型,当发动机在全包线范围内稳态工作时,固定某一高度使马赫数在包线范围内递增,记录发动机部件级非线性模型的推力及耗油率数据,可以得到其随高度和马赫数的变化规律。部分推力和耗油率随高度和马赫数的变化曲线如图1~图3所示,为了保护数据不涉密,图中纵坐标用相对值代替,相对值为实际推力及耗油率除以最大推力及耗油率。

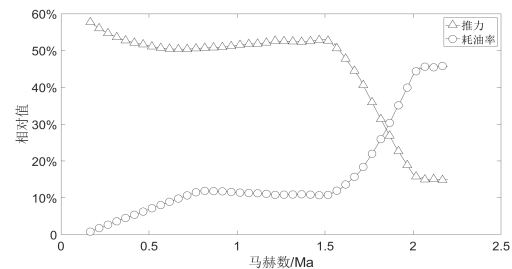


图1 高度为0 km时推力及耗油率随马赫数的变化
Fig. 1 Variation of thrust and fuel consumption with Mach number at an altitude of 0 km

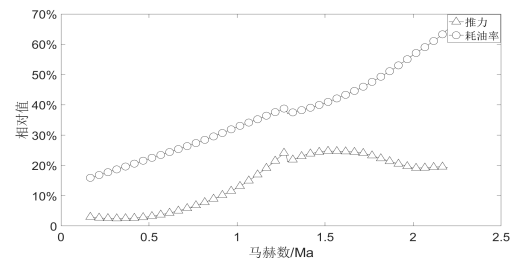


图2 高度为11 km时推力及耗油率随马赫数的变化
Fig. 2 Variation of thrust and fuel consumption with Mach number at an altitude of 11 km

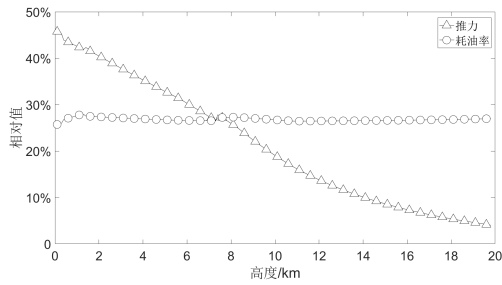


图3 马赫数为1时推力及耗油率随高度的变化
Fig. 3 Variation of thrust and fuel consumption with altitude at Mach 1

从图1可以看出:在高度为0 km时,推力和耗油率均有一部分区域对马赫数的变化不敏感。从图2可以看出:在高度为11 km时,耗油率对马赫数变化总体呈现线性关系而推力不能很好地反映和马赫数的关系。从图3可以看出:当马赫数固定、高度不断变化时耗油率并未出现较大波动,推力随着高度的增加较为均匀地下降。

由图1~3中推力及耗油率的变化曲线可得:在高度为0 km时不易用推力与耗油率对全包线进行划分;在高度为11 km时可用耗油率对全包线中马赫数方向进行划分;当马赫数为1时可用推力对全包线中高度方向进行划分。

1.2 划分方法

由上述结论可得利用耗油率在横轴上对马赫数进行划分,利用推力在纵轴上对高度进行划分较为合理。另外包线区域划分不宜过大或过小,选取耗油率相对误差8%作为划分标准可将马赫数跨度限制在合理范围内,结合图2中耗油率曲线的平均斜率,若选取8%作为包线划分标准可将整个包线较好的覆盖且不会出现不同区域划分不平均的情况,所以按照耗油率相对误差在8%范围内能较好的满足划分要求。依据推力及耗油率特性的划分步骤如下:

(1) 根据大气条件的特点,以 $H=11$ km为界限按高度将飞行包线划分为两个区域;

(2) 根据发动机推力及耗油率分别随高度、马赫数变化的特性曲线,当 $Ma=1.0$ 时以固定推力差值划分高度、当 $H=11$ km时以相邻两状态点的耗油率变化量小于8%划分马赫数;

(3) 初步划分好包线区域后先选择该区域的形心作为其标称点,并将边界点的推力和耗油率

值与标称点进行比较,如果边界点与标称点的耗油率变化量在8%的范围之内,则结束分区,否则重新选择标称点,若还不能满足要求则对区域进一步划分,并再次比较边界点与标称点的耗油率差值。

1.3 划分结果

按照上述步骤对全飞行包线范围进行初步分区,可以得到65个子区域,划分完成后的飞行包线如图4所示。

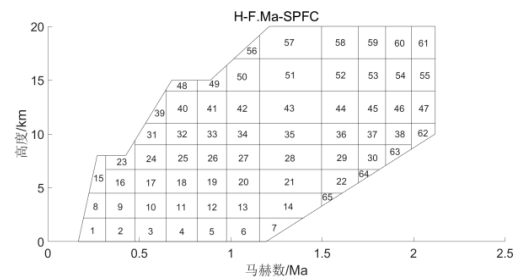


图4 基于推力耗油率的飞行包线划分图
Fig. 4 Flight envelope division diagram based on thrust fuel consumption rate

选择子区域的形心作为标称点后,比较标称点与边界点的推力和耗油率可以发现区域23、56不满足耗油率相对误差小于8%的要求,分析数据后重新选择该区域的标称点,均可以使区域边界点与新标称点的耗油率相对误差小于8%,至此完成对飞行包线的划分。

将整个飞行包线分区完成并得到了对应子区域的标称状态点,就可以根据所有标称点对特定区域进行设计相应的线性控制器,以实现发动机在全飞行包线的控制。

2 基于动压及耗油率特性的航空发动机飞行包线划分方法

2.1 划分依据

首先航空发动机处于非加力状态在特定高度、马赫数下的模型为^[4]:

$$\begin{cases} \dot{n}_L = f_1(n_L, n_H, m_f, A_8, T_1^*, P_1^*, P_H) \\ \dot{n}_H = f_2(n_L, n_H, m_f, A_8, T_1^*, P_1^*, P_H) \\ y = f_3(n_L, n_H, m_f, A_8, T_1^*, P_1^*, P_H) \end{cases} \quad (1)$$

式中: n_L 、 n_H 、 m_f 、 A_8 、 T_1 、 P_1 、 P_H 分别为发动机低压转子转速、高压转子转速、主供油量、尾喷口面积、

发动机进口总温、发动机进口总压及环境静压; y 为如燃烧室总温、涡轮落压比等的部分发动机性能参数。

对该状态模型在稳态点处按泰勒级数展开,并略去高阶部分可得到如下发动机线性状态空间模型^[8]:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = Cx + Du \end{cases} \quad (2)$$

式中: x 为状态变量, $x = [\bar{n}_L, \bar{n}_H]^T$; u 为控制变量, $u = [\bar{m}_f, \bar{A}_e]^T$; y 为输出量, $y = [\bar{n}_L, \bar{T}_3^*]^T$,
 $\bar{n}_L = \frac{\Delta n_L}{n_{Lj}}$, $\bar{n}_H = \frac{\Delta n_H}{n_{Hj}}$, $\bar{T}_3^* = \frac{\Delta T_3^*}{T_3^* j}$, $\bar{m}_f = \frac{\Delta m_f}{m_{fj}}$, $\bar{A}_e = \frac{\Delta A_e}{A_{ej}}$, 下标 j 表示基准值。

在发动机工作状态确定时,正如在控制过程中保持发动机主燃烧室总温与低压转子转速不变,其他状态量如:燃油流量、高压转子转速以及尾喷口面积仅随着飞行条件的变化而变化,即为发动机进口总温总压及环境静压的函数。所以发动机状态空间模型的每个矩阵都仅为进口总温总压及环境静压的函数。如果发动机进气道参数确定,则上述三个参数仅为高度和马赫数的函数,即:

$$\begin{cases} T_1^* = T_1^*(H, Ma) \\ P_1^* = P_1^*(H, Ma) \\ P_H = P_H(H) \end{cases} \quad (3)$$

另一方面,飞机在大气中工作时,对于正对空气流动方向的表面,空气完全受阻,此处的空气速度为0,其动能完全转变为压力能,压力增大,这个压力称为全受阻压力(即总压),它与未受扰动处的压力(静压)的差值称为动压。即:

$$P_{动} = P_1^* - P_H \quad (4)$$

显然,动压对于飞机发动机在运行过程中是一个非常重要的因素。从飞机的运动方程及小偏差线性化方程中也可以看出其重要程度^[3]。所以利用动压作为一个因素来划分飞行包线实际上是有理论依据的。动压随飞行高度与马赫数的变化规律以及动压等高线图如图5~图6所示。

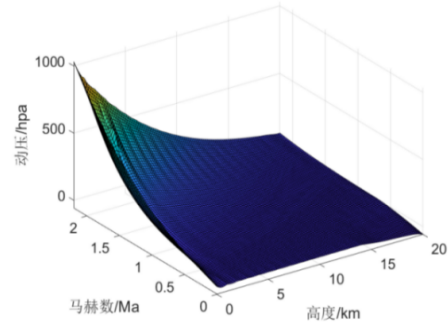


图5 动压随飞行高度与马赫数的变化
Fig. 5 Variation of dynamic pressure with flight altitude and Mach number

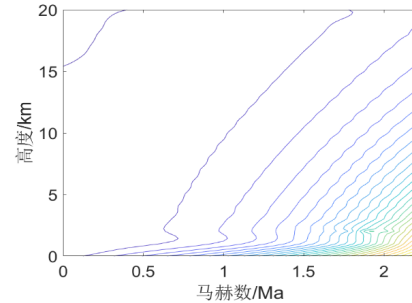


图6 动压等高线
Fig. 6 Dynamic pressure contour

2.2 划分方法

从图6可以看出:动压等高线的大致趋势与飞行包线区域形状类似。所以可取动压等高线的平均斜率作为飞行包线纵向划分的依据。

对于横轴方向,由图2可知在固定高度时耗油率对马赫数变化总体呈现线性关系。所以选取耗油率作为飞行包线横向的划分依据。

按耗油率及动压等高线平均斜率对飞行包线的划分步骤如下:

(1) 根据大气条件的特点,以 $H=11$ km 为界限按高度将飞行包线划分为两个区域;

(2) 根据动压等高线图以及耗油率随马赫数的变化关系,在高度为 0 km、11 km 处按照耗油率相对误差小于 8% 进行取点,其次通过动压等高线平均斜率划分出斜向区域,在斜线处通过比较相邻点的耗油率误差依次划分出横向区域;

(3) 初步划分好包线区域后先选择该区域的形心作为其标称点,并将边界点的推力和耗油率

值与标称点进行比较,如果边界点与标称点的耗油率变化量在8%的范围之内,则结束分区,否则重新选择标称点,若还不能满足要求则对区域进一步划分,并再次比较边界点与标称点的耗油率差异。

2.3 划分结果

按照上述步骤对飞行包线进行初步划分,可以划分出55个区域,分区后的飞行包线如图7所示。

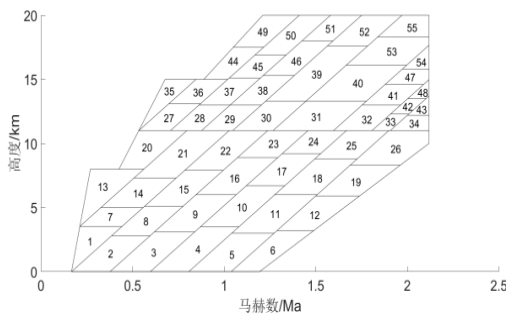


图7 基于动压与耗油率特性的飞行包线初步划分图
Fig. 7 Preliminary division diagram of flight envelope based on dynamic pressure and fuel consumption characteristics

选择子区域的形心作为标称点后,比较标称点与边界点的推力和耗油率后发现区域6、11、14、18、21、25、28、36、41、47边界点与标称点耗油率相对误差大于8%且小于9%,区域1、2、12、19、26、31、32、35、39、40、52、53、55边界点与标称点耗油率相对误差大于9%。

通过观察比较已选择的标称点与各边界点的推力、耗油率相对误差,综合标称点和边界点的相对误差及相对位置,将标称点在飞行包线的位置靠近不满足误差要求的边界点,再重新计算相对误差,多次尝试后选择合适的标称点。重新选择标称点后,区域12、19、26、32、39、40、41、52、53边界点与标称点耗油率相对误差仍大于8%。

对仍不满足分区要求的区域重新进行划分以及选择合适的标称点,最终可以划分出65个区域,完成分区后的飞行包线如图8所示。

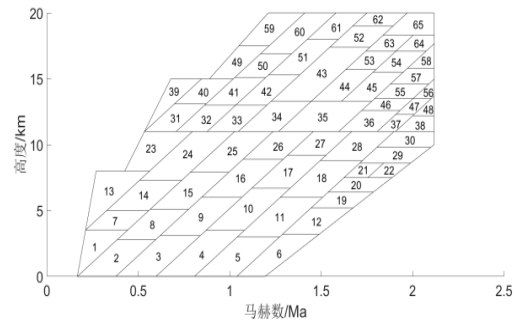


图8 基于动压与耗油率特性的飞行包线划分图
Fig. 8 Flight envelope division diagram based on dynamic pressure and fuel consumption characteristics

3 两种划分方法的正确性验证及适用范围分析

3.1 两种划分方法正确性验证

为了验证这两种区域划分方法的可行性和正确性,在飞行包线之内各取四个区域,利用某型发动机部件级非线性数学模型在不同高度、马赫数下稳态工作时的推力及耗油率输出,并结合划分区域中边界点与标称点的高度、马赫数可得到特定点的推力及耗油率。将区域标称点的推力、耗油率值作为基准分别与该区域边界点的状态进行比较。现给出其边界点与标称点的推力及耗油率相对误差,如表1~表2所示。

表1 推力耗油率方法部分区域边界点与标称点的相对误差
Table 1 Relative Error between boundary and nominal points in some regions based on thrust fuel consumption method

误差(率)		边界点1	边界点2	边界点3	边界点4
区域16	推力	4.62	4.88	5.20	4.60
	耗油率	3.42%	3.15%	5.59%	1.90%
区域28	推力	2.26	4.42	5.69	2.53
	耗油率	5.02%	7.67%	5.87%	5.36%
区域42	推力	2.95	7.71	5.39	2.43
	耗油率	3.83%	3.58%	3.43%	3.91%
区域53	推力	4.53	3.41	2.78	3.48
	耗油率	3.82%	3.49%	3.58%	3.76%

表2 动压耗油率方法部分区域边界点与标称点的相对误差
Table 2 Relative error between boundary and nominal points in some regions based on dynamic pressure fuel consumption method

误差(率)	边界点1	边界点2	边界点3	边界点4	
区域16	推力	3.66	4.76	5.78	1.83
	耗油率	4.21%	0.54%	3.49%	6.78%
区域28	推力	2.54	3.52	2.54	1.30
	耗油率	7.59%	1.96%	3.43%	7.91%
区域42	推力	0.28	2.13	1.90	0.04
	耗油率	6.78%	0.12%	0.55%	1.98%
区域53	推力	2.28	2.82	2.47	2.32
	耗油率	6.09%	0.93%	1.38%	7.09%

从表1~表2可以看出:两种划分方法都能将推力及耗油率限制在一个较小的浮动范围,满足航空发动机推力、耗油率变化率小于8%的性能要求。因此表明本文的两种飞行包线区域划分的思想是正确的。更多的数据也证明了这一点。所以可以利用上述划分方法划分飞行包线,同时在划分区域内标称点与各边界点的相对误差也较小,可以利用其标称点处的数学模型代替周围小范围区域的数学模型,就可以基于各个标称点对特定区域进行控制器设计,以实现发动机在全飞行包线的控制。

与利用规则图形对包线划分的传统方法对比来看,本文的划分方法结合了航空发动机的实际特性,考虑了外界环境变化对航空发动机的影响规律;与其他划分方法对比来看,本文的划分方法不需要对飞行包线内的所有状态点逐一建模,可直接利用发动机部件级非线性模型的性能参数对其进行划分,有效降低了包线划分过程的复杂程度。

3.2 两种方法适用范围分析

本文介绍的两种划分方法从不同角度出发,都是为了减小区域内各状态点的差异从而使得对标称点设计的控制器对该小包线范围内的所有状态点都有较好的控制效果。两种方法对比来看,利用推力与耗油率特性的划分方法的耗油率误差率更加平均稳定,数值浮动不大;总体上利用动压与耗油率特性的划分方法的推力误差值较小,推力更加稳定。说明了基于推力与耗油率特性的划

分方法虽可以将推力限制在某一范围内,但推力在限定范围内的波动幅度不可控。同理,基于动压与耗油率特性的划分方法可以将耗油率限制在某一范围内,但耗油率在限定范围内的波动幅度不可预测。从适用范围的角度来看,基于推力与耗油率特性的划分方法适用于对耗油率的要求较高且推力需保持在一定范围内的控制计划;基于动压与耗油率特性的划分方法适用于对输出推力波动小且耗油率低于某一特定值的控制计划。

另外,从基于动压与耗油率特性的飞行包线划分方法可知,在划分时利用区域的形心作为其标称点,导致相当一部分区域不满足划分要求,但从重新选择标称点后大部分区域满足了划分要求。因此选择形心作为区域的标称点并不合理,但目前对标称点的选择并没有一套理论依据,所以在对标称点的选择时要结合各种参数合理选择才能使标称点的模型更能代表其所在区域的模型。

4 结 论

(1) 两种划分方法均能够有效的将推力、耗油率限制在较小范围内,若要提高控制精度可以将包线划分的更精细。

(2) 两种方法利用部件级非线性模型对包线进行划分,不需要对全包线范围内所有状态点线性化建模,对发动机性能控制更为直接且省时省力。

参考文献

- [1] 何超凡,杨凌云,李鑫,等.基于间隙度量的高超声速飞行器包线定量划分[J].北京航空航天大学学报,2014,40(9):1250-1255.
HE Chaofan, YANG Lingyu, LI Xin, et al. Quantitative division of hypersonic vehicle envelope based on gap measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 40(9): 1250-1255. (in Chinese)
- [2] TAO X, LI N, LI S. Multiple model predictive control for large envelope flight of hypersonic vehicle systems[J]. Information Sciences, 2016, 328: 115-126.
- [3] 李中健.大包线飞行控制系统鲁棒设计研究[D].西安:西北工业大学,2000.
LI Zhongjian. Research on robust design of large envelope flight control system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University, 2000. (in Chinese)
- [4] 胡卫红,李述清,孙健.控制问题中航空发动机飞行包

- 线区域最优划分[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 391-395.
- HU Weihong, LI Shuqing, SUN Jianguo. Optimal division of aeroengine flight envelope region in control problem[J]. Propulsion Technology, 2011, 32(3): 391-395. (in Chinese)
- [5] 刘若璐. 航空发动机控制计划鲁棒性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021.
- LIU Ruolu. Robustness analysis of aeroengine control plan [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2021. (in Chinese)
- [6] 柯宏威. 预测控制在发动机过渡态控制中的应用研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- KE Hongwei. Application of predictive control in engine transient state control [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [7] 周黎. 基于保护映射理论的航空发动机控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- ZHOU Li. Research on aeroengine control method based on protection mapping theory [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [8] 孙昊博, 潘慕绚, 黄金泉. 基于双层 LPV 模型的涡扇发动机切换控制[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 2828-2838.
- SUN Haobo, PAN Muxuan, HUANG Jinquan. Switching control of turbofan engine based on double LPV model[J]. Propulsion Technology, 2018, 39(12): 2828-2838. (in Chinese)
- [9] 刘星怡. 基于深度信念网络的航空发动机气路故障诊断方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- LIU Xingyi. Research on aeroengine gas path fault diagnosis method based on deep belief network[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [10] 王海泉, 郭迎清, 李睿, 等. 航空发动机全飞行包线鲁棒控制器设计研究[J]. 测控技术, 2009, 28(5): 48-51, 55.
- WANG Haiquan, GUO Yingqing, LI Rui, et al. Research on design of aeroengine full flight envelope robust controller [J]. Measurement and Control Technology, 2009, 28(5): 48-51, 55. (in Chinese)
- [11] 王进, 李剑, 谢寿生. 航空发动机控制问题研究中飞行包线区域的划分方法[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 436-439.
- WANG Jin, LI Jian, XIE Shousheng. Division method of flight envelope region in Aeroengine Control Research[J]. Journal of Aeronautical Power, 2003, 18(3): 436-439. (in Chinese)
- [12] 李述清, 张胜修, 胡卫红. 用于控制器分区设计的发动机飞行包线区域最优划分[J]. 航空动力学报, 2012, 27(2): 445-449.
- LI Shuqing, ZHANG Shengxiu, HU Weihong. Optimal division of engine flight envelope region for controller partition design [J]. Journal of Aeronautical Power, 2012, 27(2): 445-449. (in Chinese)
- [13] 何敏, 余长贵. 基于操稳特性的飞行器包线划分方法[J]. 光电与控制, 2018, 25(5): 88-91.
- HE Min, YU Changgui. Envelope division method of aircraft based on operational stability characteristics[J]. Electro Optic and Control, 2018, 25(5): 88-91. (in Chinese)
- [14] 苏光旭, 张登成, 张久星. 基于三维重建飞机气动特性的飞行包线[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2021, 22(2): 8-14.
- SU Guangxu, ZHANG Dengcheng, ZHANG Jiuxing. Flight envelope based on three-dimensional reconstruction of aircraft aerodynamic characteristics[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2021, 22(2): 8-14. (in Chinese)
- [15] PAN M, WANG H, HUANG J. T - S Fuzzy modeling for aircraft engines: the clustering and identification approach [J]. Energies, 2019, 12(17): 328.
- [16] WANG H, OUYANG L, WANG D, et al. Multivariable robust control design of a turbofan engine for full flight envelope operation[C]// The 2010 IEEE International Conference on Information and Automation. (ICIA-Harbin) IEEE, 2010: 2121-2125.
- [17] WANG H, OUYANG L, WANG D. Design and verification of aero-engine full envelope control system[C]// Proceedings of the 2010 International Conference on Modelling, Identification and Control. (ICMIC-Innsbruck) IEEE, 2010: 149-154.
- [18] WANG H, OUYANG L, WANG D, et al. An aero-engine full flight envelope robust control system with control law[C]// Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. (CCC-Beijing) IEEE, 2010: 2041-2046.
- [19] POLLEY J A, ADIBHATLA S, HOFFMAN P J. Multivariate turbofan engine control for full flight envelope operation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1989, 111(1): 34-41.

作者简介:

蒋匀绅(1999-),男,硕士研究生。主要研究方向:航空发动机飞行包线划分、航空发动机控制等。

蔡开龙(1979-),男,博士,副教授。主要研究方向:航空发动机控制、状态监控与故障诊断,航空测试与维修。

(编辑:马文静)