

# 能量角概念在飞机飞行控制系统中的应用

杨云<sup>1</sup>, 张平<sup>2</sup>

(1. 中国商飞北京民用飞机技术研究中心, 北京 102211;

2. 北京航空航天大学飞行器控制一体化技术重点实验室, 北京 100191)

**摘要:** 能量角概念已经应用在民航飞机的空速保持和飞机着陆进近阶段产生低能量告警信号等方面。介绍了能量角的定义, 利用能量角概念设计的空速保持控制算法的原理, 以及利用能量角产生低能量告警信号的方法。作为能量角概念的进化, 还形成了基于总能量控制的飞行控制系统。与传统飞控系统相比, 基于总能量控制的飞行控制系统具有架构简单、易于移植、飞机速度控制和高度控制耦合小的优势, 其应用还有进一步拓展的可能。

**关键词:** 飞行控制; 能量角; 基于总能量的控制系统

**中图分类号:** V328.5      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1671-637X(2015)02-0073-04

## Application of Energy Angle in Aircraft Flight Control System

YANG Yun<sup>1</sup>, ZHANG Ping<sup>2</sup>

(1. Beijing Aeronautical Science & Technology Research Institute, COMAC, Beijing 102211, China;

2. Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The concept of energy angle has been utilized for airspeed controlling of civil aircraft and triggering low energy warning signal when aircrafts approach the airports. The definition of energy angle is introduced, and the principle of airspeed control and the method utilizing energy angle to trig low energy warning signal are presented. The flight control system based on Total Energy Control System (TECS) is the evolution of concept of energy angle. Compared with traditional flight control system, TECS based flight control system has the advantages as follows: simpler configuration, convenient emigration, and less couple of speed control and altitude control. It is also possible to broaden the application of energy angle concept to more areas.

**Key words:** flight control; energy angle; Total Energy Control System (TECS)

### 0 引言

传统的飞行控制系统的内回路都是基于单个或多个可测量的状态量来进行设计的, 如控制飞机的迎角、过载、俯仰角、滚转角等。近年来出现了基于能量角设计的飞行控制算法, 并在实际系统中得到了应用, 比如空客系列飞机使用的速度保持算法应用了能量角概念<sup>[1-3]</sup>, A320 飞机的低能量告警算法也使用了能量角概念<sup>[4]</sup>。

能量角表示飞机在当前速度和推力下所能达到的最大的航迹倾角, 是一个能够代表飞机能量变化的物理量。波音较早提出了能量角和飞机总能量的概念,

并进行了一系列设计和验证工作。

由能量角概念可以发展出基于总能量控制的飞行控制系统 (Total Energy Control System, TECS)。相比传统飞控系统, TECS 在航迹和速度的解耦控制上具有明显优势。

### 1 能量角的概念

若不计转动, 运动飞机相对地面的总能量  $E_{\text{Total}}$  可以表示为

$$E_{\text{Total}} = \frac{m}{2} V_k^2 + mgH \quad (1)$$

式中:  $m$  为飞机质量;  $V_k$  为飞机航迹速度;  $g$  为重力加速度;  $H$  为飞机相对地面的高度。

如果将飞机总能量  $E_{\text{Total}}$  除以质量, 可以直观地得到能量高度  $H_E$ , 即

$$\frac{E_{Total}}{G} = \frac{V_K^2}{2g} + H = H_E \quad (2)$$

能量高度是指当航迹速度完全为零时,在当时的能量状态下飞机所能达到的高度。飞机质量为常值时,能量高度随时间的变化为 $\dot{H}_E$ ,则

$$\dot{H}_E = \frac{\dot{E}_{Total}}{G} = \frac{V_K \dot{V}_K}{g} + \dot{H} = V_K \left( \frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma \right) \quad (3)$$

能量高度变化率 $\dot{H}_E$ 还可以写成航迹速度 $V_K$ 和一个角度正弦的乘积,即定义

$$\dot{H}_E = V_K \sin \gamma_E \quad (4)$$

比较式(3)和式(4),得到

$$\sin \gamma_E = \frac{\dot{V}_K}{g} + \sin \gamma \quad (5)$$

式中, $\gamma_E$ 为能量角,代表相对飞机重量的能量裕度<sup>[1]</sup>, $\gamma_E$ 等于非加速情况下飞机所能达到的航迹倾角,在推力不变的前提下飞机保持能量角不变就能保持速度不变。

## 2 能量角的应用

### 2.1 飞机保持空速爬升/下降

正常情况下,民航飞机的爬升均采用自动飞行控制系统进行控制,采取保持表速/马赫数的标准爬升方式。控制飞机进行保持表速/马赫数爬升的模式,波音飞机称之为高度层改变(Flight Level Change),空客飞机称之为开放爬升/开放下降(Open Climb/Open Descend),早期飞机均采用速度差的PI控制为主控信号进而调节飞机姿态的速度控制方法,能量角概念的出现改变了这种局面。

目前,新型飞机的速度爬升均利用能量角来实现<sup>[1-3]</sup>,即通过控制飞机的航迹倾角与能量角之差来实现空速保持:若飞机航迹倾角等于能量角,就能实现速度保持;若飞机航迹倾角大于能量角,则飞机减速;若飞机航迹倾角小于能量角,则飞机加速。

图1为A330/340所采用的升降舵控制速度的算法原理图<sup>[2-3]</sup>。

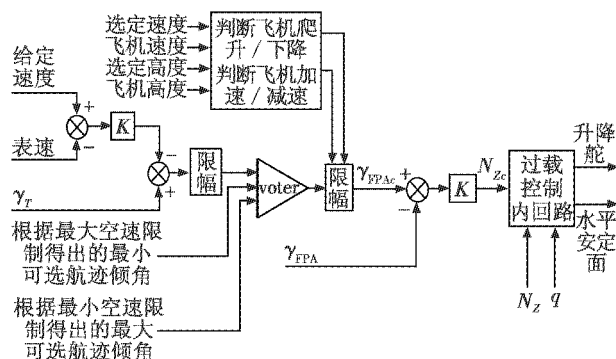


图1 A330/340 飞机的速度控制算法

Fig.1 Speed control algorithm of A330/A340

图1中: $\gamma_T$ 为能量角; $\gamma_{FPA}$ 为飞机航迹倾角; $N_{Zc}$ 为给定法向过载; $N_Z$ 为当前法向过载; $q$ 为俯仰角速率。飞控内回路是一个给定法向过载控制内回路。算法的主控支路即为利用给定航迹倾角 $\gamma_{FPAc}$ 与当前 $\gamma_{FPA}$ 之差生成给定法向过载 $N_{Zc}$ 。给定航迹倾角 $\gamma_{FPAc}$ 的生成必须考虑飞机是爬升还是下降,是加速还是减速,此外,还受飞机最大/最小可用速度的限制。

这一算法的出现取代了早期运输机所普遍采用的以速度差的PI控制为主控信号进而调节飞机姿态的速度控制方法,已在新型飞机中普遍采用。

### 2.2 飞机进近过程中的能量管理

空客 A320 飞机在印度班加罗尔机场的空难事故说明了在进近中飞机能量水平的重要性。在飞机五边进近期间,飞机下降低于正常进近航路并且在跑道入口前约2300 ft(1 ft=0.304 8 m)左右坠毁。事故分析显示:飞机在76 ft时的能量状态太低,速度低于进近速度达35 kn,离地高度约92 ft<sup>[4]</sup>。

此后,空客 A319, A320, A321, A330 和 A340 飞机都增加了“低能量告警”功能,当飞机能量水平显著低于低能量告警临界值时,提供自动语音呼叫“SPEED, SPEED, SPEED”以增加机组对速度的意识。

空客飞机低能量告警信号产生原理如图2所示。

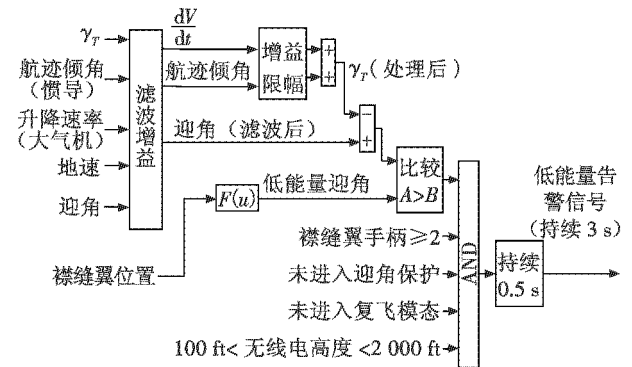


图2 空客飞机产生低能量告警信号的原理

Fig.2 Principle of triggering low energy signal in Airbus airplanes

低能量告警功能在无线电高度处于100 ft到2000 ft之间且襟缝翼手柄大于等于2卡位时起作用,功能实现利用了能量角 $\gamma_T$ 、迎角、航迹倾斜角、地速和襟缝翼手柄位置等信号。其中,迎角可以代表飞机当前的动能,能量角代表飞机当前能量的变化率,则飞机在当前迎角较大(动能较小)且能量角为一个绝对值较大的负值(能量快速减少)时,触发低能量告警功能提示飞行员推油门增大飞机的能量。告警信号在迎角保护生效或者复飞时消失。

低能量告警迎角小于迎角保护生效时的迎角,在迎角保护起作用前低能量告警信号就产生了。低能量告警功能在飞机进近速度和高度均低于正常时提醒飞

飞行员增加飞机的能量,能有效提高飞机进近着陆时的安全性。

### 2.3 基于飞机总能量的飞行控制系统

伴随着飞机能量角概念的产生,还出现了基于总能量控制的控制系统(TECS)。TECS 理念认为:飞机的发动机是唯一能增加飞机总能量的设备,而操纵升降舵带来的是飞机总能量中动能和势能的相互转化。基于此理念设计控制器,利用发动机控制飞机的动能和势能之和(即总能量),利用升降舵控制飞机动能和势能之差。具体形式为

$$\delta T_c = (K_{TP} + K_{TI}/s)(\gamma_e + \dot{V}_e/g) \quad (6)$$

$$\delta e_c = (K_{EP} + K_{IS}/s)(\dot{V}_e/g - \gamma_e) + \text{阻尼项} \quad (7)$$

式中: $\gamma_e$  为航迹倾角误差; $\dot{V}_e$  为加速度偏差; $\delta T_c$  为给定推力增量; $\delta e_c$  为给定升降舵偏度; $K_{TP}, K_{TI}, K_{EP}, K_{IS}$  为系数; $s$  为拉普拉斯算子。

式(6)、(7)为 TECS 的核心思想。式(6)、(7)的右半部分可进一步写为

$$(K_{TP} + K_{TI}/s)(\gamma_e + \dot{V}_e/g - \gamma - \dot{V}/g) = (K_{TP} + K_{TI}/s)(\dot{E}_c - \dot{E}) \quad (8)$$

$$(K_{EP} + K_{IS}/s)(\dot{V}_e/g - \gamma_e - (\dot{V}/g - \gamma)) = (K_{EP} + K_{IS}/s)(\dot{L}_c - \dot{L}) \quad (9)$$

式中

$$\dot{E} = \gamma + \dot{V}/g \quad (10)$$

$$\dot{L} = \dot{V}/g - \gamma \quad (11)$$

式中: $\dot{E}$  代表飞机总能量变化率,其值等于能量角; $\dot{L}$  被称为飞机总能量分配率;下标  $c$  代表指令变化量,则

$$\gamma_c = \frac{1}{2}(\dot{E}_c - \dot{L}_c) \quad (12)$$

$$\dot{V}_c/g = \frac{1}{2}(\dot{E}_c + \dot{L}_c) \quad (13)$$

从物理学上说,利用发动机控制  $\dot{E}$  的控制回路与利用升降舵控制  $\dot{L}$  的控制回路耦合很小。通过协调控制  $\dot{E}$  和  $\dot{L}$  同步变化就可以使航迹倾角  $\gamma$  和速度  $V$  近似解耦。

上述可以用图3来说明,值得一提的是,在算法实施时,比例通道一般采用的是当前值而不是差值,这是为了避免控制回路出现不必要的零点。

图3中,上半部分为能量变化率  $\dot{E}_c/\dot{E}$  控制支路,由发动机控制,下半部分为能量分配率  $\dot{L}_c/\dot{L}$  控制支路,由升降舵控制。TECS 算法的关键就是通过  $K_{TP}, K_{TI}, K_{EP}, K_{EI}$  的参数设计保证这两个支路动态特性的差异尽可能小,在此基础上展开外回路的设计。

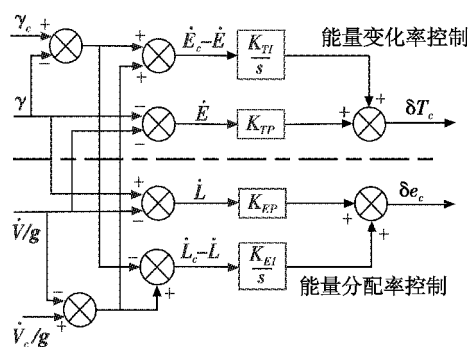


图3 TECS 核心算法

Fig.3 TECS core algorithm

如图4所示,飞机所有的外回路控制功能,包括高度保持、下滑道、垂直导航、表速控制、马赫数控制、拉平着陆、复飞都可以通过控制给定航迹倾角  $\gamma_c$  和给定加速度  $\dot{V}_c$  实现。图4中的“TECS 核心算法”即图3所示架构,可以认为 TECS 的理念是能量角概念的进一步发展。

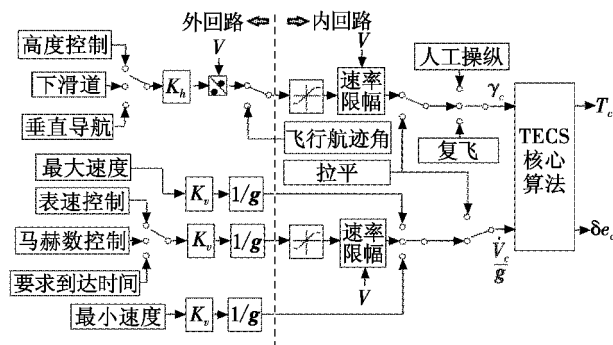


图4 基于 TECS 的自动飞控架构

Fig.4 AFCS based on TECS

波音曾在 NASA 资助下进行了 TECS 控制算法的研究,设计了一整套基于飞机总能量控制的飞行控制算法,该算法能够实现垂直速度、航迹倾角、爬升加速、下降减速、下滑道、拉平着陆等全部常用的自动飞控功能,并在模拟器上进行了仿真研究<sup>[5-6]</sup>。波音的研究表明,基于 TECS 设计的系统具有以下优势:1) 系统架构简化;2) 基于 TECS 的控制律可以方便地进行移植;3) 飞机的速度控制和高度控制得以解耦。

而且,对 TECS 的应用可以从自动飞控算法进一步拓展到电传飞控算法,波音公布的专利文件<sup>[7]</sup>描述了这个发明,该发明的要点在于从驾驶柱指令得到给定航迹倾角  $\gamma_{CMAN}$ 。

如图5所示,首先将驾驶柱指令  $\delta_c$  归一化后得到给定法向过载增量信号  $\Delta N_{zc}$ ,进一步可得指令航迹倾角速率信号  $\dot{\gamma}_c$ ,  $\dot{\gamma}_c$  经过前置滤波后,与  $\gamma_{CMOD}$  信号相减,再通过积分环节与初始状态的航迹倾角估计值叠加,得到给定航迹倾角  $\gamma_{CMAN}$ ,在飞行员人工飞行时,  $\gamma_{CMAN}$

就取代  $\gamma_c$  成为 TECS 的输入控制信号。

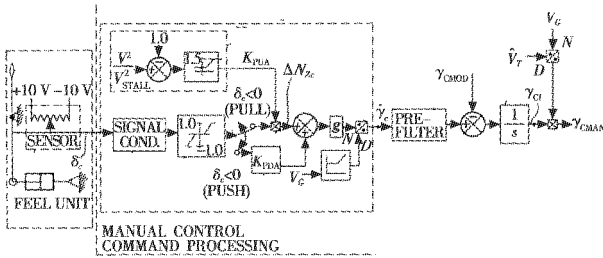


图 5 作为 TECS 控制输入的电传飞控指令

Fig.5 FBW flight control command as TECS input

此发明实现了基于 TECS 控制的电传飞控系统,更进一步,通过叠加  $\gamma_{MOD}$  信号,还使得飞机具有波音飞机所要求的正向速度稳定性,这一发明说明主飞控和自动飞控均可基于 TECS 架构实现。

后续,波音还在大尺寸高空长航时无人机 CON-DOR 上应用了 TECS 算法<sup>[8]</sup>。

### 2.4 基于能量角的自动着陆控制算法

着陆控制律对于大气、机场、设备、飞机状态参数的鲁棒性往往通过大量的蒙特卡罗仿真实验和飞行实验来确定。欧航局资助了一个项目,目的是设计一种适用于通用民用运输机的自动着陆控制系统。项目名称是“鲁棒与高效的自动着陆控制律设计 (REAL)”,其算法架构如图 6 所示。法国、德国、荷兰的工业与研究机构参与了该项目,其中,飞机进近部分的纵向控制律采用的是 TECS 控制律。

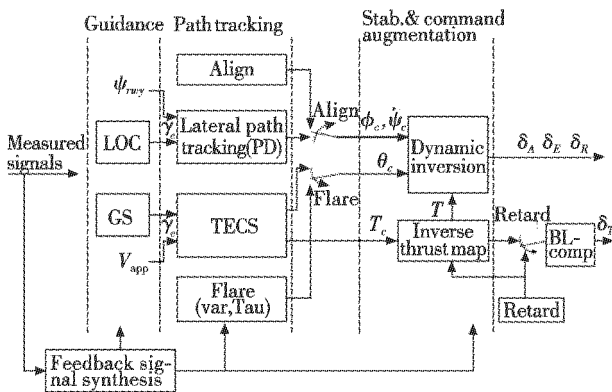


图 6 REAL 项目使用的自动着陆算法架构

Fig.6 Autoland algorithm in “REAL” project

设计团队选择 TECS 控制律的理由在于其能够较好地实现航迹角和速度的解耦控制。飞机能量分配支路是通过控制飞机的俯仰角实现的,给定俯仰角作为内回路的输入控制信号,内回路采用动态逆控制器,着陆控制器在 DLR 的模拟器上进行了蒙特卡罗仿真,随后还在 DLR 的验证机 ATTAS 上进行了试飞。这是 TECS 第一次在有人驾驶飞机上进行试飞,参见文献[9-10]。

飞机总共进行了 6 次试飞,控制器表现良好,飞机

进近及着陆时的参数都在设计目标值之内。飞行员评价飞机跟踪下滑道和速度目标值很迅速,且升降舵和油门的控制很平滑<sup>[11]</sup>。

### 3 总结与展望

国内飞控界已经接受了能量角的概念,已有新研型号在速度控制和进近告警中应用能量角,也有了 TECS 的相关仿真研究<sup>[12-14]</sup>。

目前,能量角的应用还有进一步拓展的空间,如在 PFD 上增加能量角的显示,提示飞行员应该推油门增加飞机的能量<sup>[15-16]</sup>,或者用于确定飞机机动飞行的权限<sup>[17]</sup>,但完整的 TECS 系统在上应用上仍存在较大阻碍。由于传统飞控系统在故障容错、适航审定等方面都有成熟的经验,对于航空运营商来说,现有系统的性能仍是可接受的,但飞控系统局部采用 TECS 控制律是可能的。

总之,能量角的理念具有较大借鉴意义,尤其是在飞机航迹引导和能量告警方面,有部分 TECS 算法可以纳入常规飞控系统中。在需要飞机速度和高度紧耦合控制的阶段,TECS 的控制效果要好于传统飞控算法。能量角的概念及应用值得关注并予以研究。

### 参考文献

- [1] BROCKHAUS R. 飞行控制[M]. 北京:国防工业出版社,1999. (BROCKHAUS R. Flight control [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1999.)
- [2] AIRBUS. A330 aircraft maintenance manual [Z]. France, 2009.
- [3] AIRBUS. A340 aircraft maintenance manual [Z]. France, 2009.
- [4] 骆卫. 全球第二起 A320 空难解体的飞行技术分析报告及其对改进 A320 飞行概念的重大影响[J]. 四川航空公司技术与理论论坛,2006(3):88-93. (LUO W. Analysis to the second air crash report of A320 and the profound influence to improve A320 flight concept[J]. Sichuan Airlines Technology and Management Forum, 2006 (3):88-93.)
- [5] LAMBREGTS A A. Vertical flight path and speed control autopilot design using total energy principles [C]//Guidance and Control Conference, 1983. doi:10.2514/6.1983-2239.
- [6] LAMBREGTS A A. Integrated system design for flight and propulsion control using total energy principles [C]//Aircraft Design, Systems and Technology Meeting, 1983. doi: 10.2514/6.1983-2561.
- [7] LAMBREGTS A A. Total energy based flight control system; USA, EP0120855 [P]. 1989-01-25.

(下转第 104 页)

- 精密工程, 1995, 3(5):126-130. (CAO Z F. 260M photoelectrical angel encoder's structure and principle [J]. Optics and Precision Engineering, 1995, 3(5):126-130.)
- [3] 叶盛祥. 光电位移精密测量技术 [M]. 成都: 四川科学技术出版社, 2003. (YE S X. Optical precision displacement measurement technology [M]. Chengdu: Sichuan Science and Technology Press, 2003.)
- [4] KRESS B, MEYRUEIS P L. Motion and position sensors for the automotive industry [C]//Proceedings of SPIE, Photonic Applications for Aerospace, Transportation and Harsh Environments, 2006. doi:10.1117/12.685145.
- [5] 姜志宏, 姜晓梅, 张宇, 等. 24 位光电轴角编码器处理电路硬件设计 [J]. 东北师大学报: 自然科学版, 2006, 38(3):21-25. (JIANG Z H, JIANG X M, ZHANG Y, et al. The design for the processing circuit of 24-bit photoelectric shaft encoder [J]. Journal of Northeast Normal University: Natural Science Edition, 2006, 38(3):21-25.)
- [6] 董莉莉, 熊经武, 万秋华. 光电轴角编码器的发展动态 [J]. 光学精密工程, 2000, 8(2):198-202. (DONG L L, XIONG J W, WAN Q H. Development of photoelectric rotary encoders [J]. Optics and Precision Engineering, 2000, 8(2):198-202.)
- [7] 陈兴林, 刘杨, 吕恒毅. 一种新型光电轴角编码器译码方法研究 [J]. 传感器与微系统, 2010, 29(2):19-21, 25. (CHEN X L, LIU Y, LÜ H Y. Research on new decode method of photoelectrical encoder [J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2010, 29(2):19-21, 25.)
- [8] Texas Instruments Incorporated. TMS320C28x 系列 DSP 的 CPU 与外设 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2004. (Texas Instruments Incorporated. TMS320C28x series DSP CPU and peripherals [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2004.)
- [9] 孔智勇, 赵红颖, 熊文卓, 等. 采用衍射、干涉技术提高光电轴角编码器的测角精度和分辨率 [J]. 光学精密工程, 2001, 9(3):261-266. (KONG Z Y, ZHAO H Y, XIONG W Z, et al. Improving angle-measuring precision and resolution of photoelectric rotary encoders using diffraction interference technology [J]. Optics and Precision Engineering, 2001, 9(3):261-266.)
- [10] 肖作江. 24 位绝对式光电轴角编码器的研究 [D]. 长春: 长春理工大学, 2004. (XIAO Z J. Research 24 absolute photoelectric angle encoder [D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2004.)
- [11] 张世轶, 艾华, 韩旭东. 新型光电轴角编码器的发展与应用 [J]. 长春理工大学学报: 自然科学版, 2005, 28(4):43-46. (ZHANG S Y, AI H, HAN X D. The development and application of new type photoelectric rotary encoders [J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2005, 28(4):43-46.)
- (上接第 76 页)
- [8] LAMBREGTS A A. Generalized automatic and augmented manual flight control [DB/OL]. [2014-03-20]. [http://www.fmra.tu-berlin.de/fileadmin/fg162/Dokumente/Downloads/Automatic\\_and\\_Augmented\\_Manual\\_FC.pdf](http://www.fmra.tu-berlin.de/fileadmin/fg162/Dokumente/Downloads/Automatic_and_Augmented_Manual_FC.pdf). Berlin Technical University Colloquium, 2006.
- [9] LOOYE G, LOOS H D. Design of autoland controller functions with multi-objective optimization [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2002. doi:10.2514/6.2002-4666.
- [10] LOOYE G, LOOS H D, WILLEMSSEN D. Application of an optimization-based design process for robust autoland control laws [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2001. doi:10.2514/6.2001-4206.
- [11] LOOYE C, WILLEMSSEN D, BAUSCHAT J M. Flight testing robust autoland control laws [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2001. doi:10.2514/6.2001-4208.
- [12] 张庆振, 安锦文. 一种基于飞机总能量控制飞行速度/航迹的解耦控制系统设计新方法 [J]. 航空学报, 2004, 25(4):389-392. (ZHANG Q Z, AN J W. A new method for designing decoupling controller of flight speed/flight path based on total energy control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(4):389-392.)
- [13] 刘燕斌, 陆宇平, 何真. 高超音速飞机总能量控制系统的设计和应用 [J]. 应用基础与工程科学学报, 2008, 16(1):128-135. (LIU Y B, LU Y P, HE Z. Design and application of total energy control system for hypersonic vehicle [J]. Journal of Basic Science and Engineering, 2008, 16(1):128-135.)
- [14] 李冀鑫, 侯志强. 基于粒子群算法的总能量飞控系统优化设计 [J]. 电光与控制, 2010, 17(9):51-55. (LI J X, HOU Z Q. Optimized design of total energy flight control system based on PSO [J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(9):51-55.)
- [15] AMELINK M H J. Total energy-based perspective flight path display for aircraft guidance along complex approach trajectories [Z]. Proceedings of the 12th International Symposium on Aviation Psychology, 2003.
- [16] LACOSTE J P, BOUBAL J J. Method and system for managing the energy variation of an aircraft; France, 131070, 402 [P]. 2013-03-09.
- [17] LAMBREGTS A A, TADEMA J, RADEMAKER R M, et al. Defining maximum safe maneuvering authority in 3d space required for autonomous integrated conflict resolution [C]//The 28th Digital Avionics Systems Conference, 2009. doi:10.1109/DASC.2009.5347465.