

运输类飞机起飞和着陆构型失速迎角设计指标确定方法

Determining Method of Stall Angle of Attack Design Targets for Transport Aircraft Takeoff and Landing Configurations

王银虎 段卓毅 蒲宏斌 / 中航工业一飞院

摘要: 确定合理的运输类飞机起降构型失速迎角的设计指标是运输类飞机起降构型设计的前提。通过研究有关适航标准、飞机的驾驶操作、大气扰动、飞机的起降距离要求等因素对运输类飞机的起降构型失速迎角设计指标的影响, 本文给出了运输类飞机起降构型失速迎角设计指标的确定方法。

Abstract: Putting forward appropriate stall angle of attack is the prefix of designing transport aircraft takeoff and landing configurations. The method of determining stall angle of attack design targets is given by studying the influence of some factors on stall angle of attack design targets. These factors include relevant airworthiness rules, manipulation of aircraft, atmospheric disturbance, demanded takeoff and landing field lengths, and so on.

关键词: 运输类飞机; 失速迎角; 设计指标; 适航; 大气扰动; 起降

Keywords: transport aircraft; stall angles of attack; design targets; airworthiness; atmospheric disturbance; takeoff and landing

0 引言

失速迎角是指飞机达到最大升力系数时对应的迎角。当飞机的迎角大于失速迎角后, 飞机的升力系数开始下降, 飞机进入非稳定、不安全的飞行状态。大部分的飞行事故发生在飞机的起降阶段, 因此, 提高飞机在起降阶段的飞行安全性一直是飞机设计的一项重要工作, 而主要手段之一就是提高飞机起降构型的失速迎角。飞机起降构型的失速迎角越大, 飞机越安全。但是, 飞机的失速迎角并不是越大越好, 其原因是为了达到更大的失速迎角, 在飞机设计时必须采取一定的措施, 比如增加翼型头部半径、翼型前缘下垂、增加前缘增压装置等。这些措施都是以牺牲飞机的其他飞行性能(特别是巡航性能)为代价的。因此, 在飞机起降构型设计前, 就

必须明确提出合适的失速迎角设计指标, 即满足飞机安全性要求的最小的迎角值。

提出合理的失速迎角设计指标是运输类飞机起降构型设计的前提。目前的各种规范标准和参考资料均没有明确地给出确定失速迎角设计指标的方法或者指导性意见。在实际工作中, 运输类飞机起降构型的失速迎角设计指标往往依靠个人经验提出, 其合理性很难保证。

运输类飞机失速迎角设计指标主要受到国内外适航标准、飞机的驾驶操作、大气扰动^[1]、飞机的起降距离要求以及其他各种因素的影响。本文通过对这几个因素的综合分析研究, 给出了科学的运输类飞机起降构型失速迎角设计指标的确定方法。

1 失速迎角设计指标的重要性

合理的飞机失速迎角设计指标是开展气动力方案设计的前提和输入条件。典型运输类飞机升力特性曲线如图1所示。失速迎角设计指标制定得过高或过低对飞机的总体性能都不利。虽然在满足其他飞行性能的前提下, 飞机失速迎角较大, 飞行相对更安全, 但失速迎角设计指标提的过高, 会增加气动力设计的难度并带来其他一系列问题。为达到更大的失速迎角, 机翼设计往往需要牺牲高速气动性能并采用最复杂的前缘增压装置, 这直接导致结构与系统的复杂性提高, 结构重量增加、可靠性和维护性降低, 从而使飞机的总体性能降低。另一方面, 失速迎角太小难以保证飞行的安全性, 例如, 一架飞机正常起飞的迎角 α_0 为 8° , 来流速度 V_0 为 68m/s , 在

遇到强的垂直向上突风 V_i 为8m/s时,飞机迎角立即变为:

$$\alpha = \alpha_u + \tan^{-1}(V_i/V_u) = 14.7^\circ \quad (1)$$

如果飞机的设计失速迎角 α_s 小于 14.7° ,飞机立即进入不安全的失速状态。为了保证飞机飞行的安全性、提高飞机的总体性能,飞机失速迎角指标必须在合理范围之内。

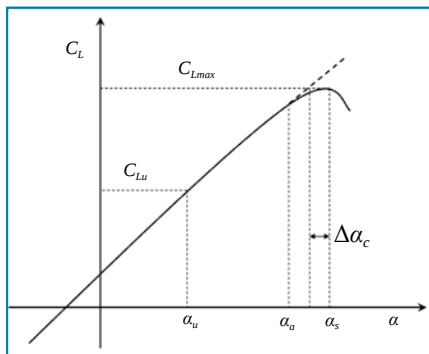


图1 典型运输类飞机升力特性曲线

2 国外适航标准对失速特性的要求

对于飞机失速特性,不同国家和组织的适航标准都有不尽相同的要求^[2-5]。失速特性的要求主要是为了保证飞机尽可能不失速,或者在失速后能快速改出。前苏联的适航标准АП-25是对HJTC-3的提炼和浓缩,所以,HJTC-3包含了更为详尽的信息。HJTC-3包括失速特性要求和对要求的验证两个部分。失速特性要求主要包括^[2]:

- 1) 在飞机接近失速时必须要有自然的或者人为的警告信号;
- 2) 在巡航、爬升、下滑飞行时,遇到速度为9 m/s的垂直向上突风时,飞机的迎角不得超过允许迎角;
- 3) 在临界发动机失效情况下,飞机进入失速必须能够改出;
- 4) 失速的改出必须用常用的驾驶方法。

欧洲联合航空条例对失速特性的要求主要包括:

- 1) 无动力和有动力的失速演示;
- 2) 飞机失速时的操纵性和改出要求;
- 3) 临界发动机不工作时飞机失速的改出要求;
- 4) 失速警告要求。

美国联邦航空条例对失速特性的要求包括^[3]:

- 1) 无动力和有动力的失速演示;
- 2) 飞机失速时的操纵性和改出要求;
- 3) 失速警告要求。

可以看出,HJTC-3在失速特性要求中对突风强度作出了规定,但在API-25中却去掉了该要求。欧洲和美国的适航标准在飞机的失速特性要求中都没有对突风强度作出规定。

3 国外适航标准对垂直突风强度的规定

欧洲联合航空条例和美国联邦航空条例都对飞机在起飞、着陆过程中对增升装置结构承受的突风强度作了要求,其要求基本相同,但美国联邦航空条例更加具体。FAR 25.345条款要求飞机在起飞、进场和着陆期间如果使用襟翼必须可以承受垂直作用于水平飞行航迹、强度为25ft/s(或7.62m/s,校正空速)的正、负突风^[3]。图2是《美国空军地球物理学手册》中的典型统计最大风速曲线^[6]。运输类飞机在起降阶段(此时增升装置打开)的高度范围是0~200m。从图中可见,在0~200m范围内,统计的最大风速接近7.62m/s。为了保证飞机的飞行安全,飞机的结构强度必须能承受由此带来的附加过载。同样,为了保证飞机的飞行安全,失速迎角的选取也应考虑突风情况。

通过对苏联、美国和欧洲适航标准中有关突风速度要求进行对比发现,美

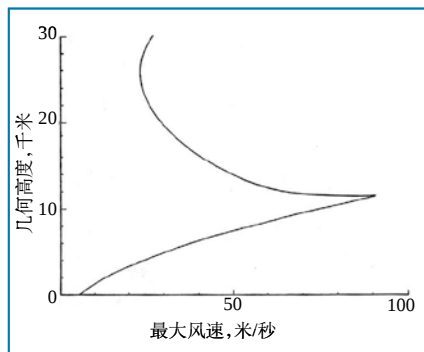


图2 典型统计最大风速曲线

国和欧洲的适航标准要求稍低。综合考虑苏联适航标准HJTC-3中的失速特性要求和美国联邦航空条例在增升装置结构要求中对垂直突风强度的规定,将两者中的合理因素进行综合,飞机在起飞、进场或着陆阶段,在增升装置打开时,飞机按照遇到7.62m/s的垂直突风时的迎角($\alpha_u + \Delta\alpha_u$)不超过允许迎角(α_a)进行设计。这样可以保证飞机在遇到典型最大风速时仍处于足够安全的状态。根据苏联适航标准HJTC-3,允许迎角 $\alpha_a = \alpha_s - 3^\circ$ ^[7],从而有

$$\alpha_a + \Delta\alpha_a \leq \alpha_s - 3^\circ$$

可以选择,

$$\alpha_a + \Delta\alpha_a = \alpha_s - 3^\circ$$

也就是,

$$\alpha_s = \alpha_a + \Delta\alpha_a + 3^\circ$$

其中, $\Delta\alpha = \tan^{-1}(V_i/V_u)$, $V_i = 7.62$ m/s。

4 失速迎角指标的确定方法

除了垂直突风对飞机失速迎角设计指标有明显的影响外,飞机的最大升力系数指标与使用升力系数之间的差值也是确定失速迎角设计指标的另外一个决定性因素。在确定飞机失速迎角设计指标时,必须兼顾上述两个因素的影响。首先从两个方面分别计算飞机的失速迎角设计指标,然后取其中较大者作为最后的失速迎角设计指标。一方面从升力系数差值进行推算,另一方面从

垂直突风进行推算。从升力系数差值角度推算的方式是

$$\alpha_s = \alpha_u + (C_{Lmax} - C_{Lu}) / C_{La} + \Delta\alpha_c \quad (2)$$

其中, C_{La} 为升力线斜率, $\Delta\alpha_c$ 为升力线非线性段的角度的修正值, 运输类飞机统计的平均升力线斜率为 0.088, $\Delta\alpha_c$ 的典型值为 1.5° , C_{Lmax} 与飞机的起降距离有直接的关系^[8]。

下面分别以起飞状态和着陆状态为例, 确定飞机失速迎角设计指标。

4.1 着陆状态

1) 从升力系数差值进行推算

以某运输类飞机着陆状态为例, 它的使用迎角 α_u 为 6° , 使用升力系数 C_{Lu} 为 1.8。因为飞机在达到失速迎角时的重量和在使用迎角时的重量相等, 所以,

$$\frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{Lmax} = \frac{1}{2} \rho V_u^2 S C_{Lu} \quad (3)$$

根据美国最新的适航标准:

$$V_u = 1.23 V_s \quad (4)$$

那么:

$$C_{Lmax} = C_{Lu} \times 1.23^2 = 2.72;$$

$$\alpha_s = \alpha_u + (C_{Lmax} - C_{Lu}) / 0.088 + 1.5^\circ = 18^\circ.$$

2) 从垂直突风进行推算

飞机的进场速度(或前方来流速度 V_u) 为 61 m/s, 当 $V_i = 7.62$ m/s 的垂直向上的突风出现时, 飞机瞬时的迎角增量为:

$$\Delta\alpha = \tan^{-1}(V_i / V_i) = 7.1^\circ \quad (5)$$

那么:

$$\alpha_s = \alpha_u + \Delta\alpha + 3^\circ = 16.1^\circ \quad (6)$$

通过对比可以看出, 从升力系数差值进行推算得到的失速迎角更大。因此, 最后确定飞机着陆阶段的失速迎角应该不小于 18° 。

4.2 起飞状态

1) 从升力系数差值进行推算

以某运输类飞机起飞状态为例, 它的使用迎角 α_u 为 8° , 使用升力系数 C_{Lu} 为 2.0。因为飞机在达到失速迎角时的重量和在使用迎角时的重量相等, 所以

$$\frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{Lmax} = \frac{1}{2} \rho V_u^2 S C_{Lu} \quad (7)$$

根据美国最新的适航标准:

$$V_u = 1.13 V_s \quad (8)$$

那么:

$$C_{Lmax} = C_{Lu} \times 1.13^2 = 2.55;$$

$$\alpha_s = \alpha_u + (C_{Lmax} - C_{Lu}) / 0.088 + 1.5^\circ = 15.8^\circ$$

2) 从垂直突风进行推算

飞机的起飞速度(或前方来流速度 V_u) 为 65 m/s, 当 $V_i = 7.62$ m/s 的垂直向上的突风出现时, 飞机瞬时的迎角增量为:

$$\Delta\alpha = \tan^{-1}(V_i / V_u) = 6.7^\circ \quad (9)$$

那么:

$$\alpha_s = \alpha_u + \Delta\alpha + 3^\circ = 17.7^\circ \quad (10)$$

通过对比可以看出, 从考虑突风角度得到的失速迎角更大, 那么最后确定飞机起飞阶段的失速迎角应该不小于 17.7° 。

5 结论

制定合理的失速迎角设计指标对提高飞机安全性和总体性能有非常重要的影响。通过对国外航空适航标准的分析研究和有关条款的综合运用, 确定了飞机必须承受的垂直突风强度, 本文给出了从垂直突风进行推算的失速迎角设计指标计算方法。同时, 本文也给出了从飞机的最大升力系数指标与使用升力系数之间的差值进行推算失速迎角设计指标的计算方法。从两种途径推算得到的失速迎角设计指标中选择最大的值作为飞机的失速迎角设计指标。本方法可以广泛应用于提出各种运输类飞机的失速迎角设计指标。

AST

参考文献

- [1] 肖业伦, 金长江. 大气扰动中的飞行原理[M]. 国防工业出版社, 1993.
- [2] 708设计院. 苏联民用飞机适航性规范, 第三章, 飞机飞行特性、稳定

性和操纵性[M]. 708设计院, 1977.

[3] National Archives and Records Administration. Electronic Code of Federal Regulations, Title 14: Aeronautics and Space, PART 25—AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES [EB/OL]. (2010). <http://www.ecfr.gov/cgi-bin/text-idx?c=ecfr&SID=561b218e1c854d24389aadc50c28bf2&rgn=div5&view=text&node=14:1.0.1.3.11&idno=14>.

[4] 中国民用航空局航空器适航司. 联合航空要求第25部, 大飞机适航标准(JAR-25)[M]. 中国民用航空局航空器适航司, 1993.

[5] 航空航天部628所. 适航性技术文集[M]. 航空航天部628所, 1989.

[6] Theodore A. Talay. Introduction to the Aerodynamics of Flight [EB/OL]. (2013). <http://history.nasa.gov/SP-367/contents.htm>.

[7] 凌茂芙. 他山之石—对俄、对乌民用飞机气动设计技术合作研究[M]. 航空工业出版社, 1996: 94.

[8] Ilan Kroo. Aircraft Design: Synthesis and Analysis [EB/OL]. (2013). <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>.

作者简介

王银虎, 工学硕士、理学硕士, 工程师, 从事计算流体力学、空气动力学和飞机总体设计研究。

段卓毅, 副总设计师, 工学博士、研究员、博士研究生导师, 主要从事计算流体力学、空气动力学和飞机总体设计研究。

蒲宏斌, 工程硕士, 研究员, 主要从事飞机设计及飞行性能研究。