

基于飞行力学特性的运输机巡航阶段重心范围研究



齐万涛,吕新波,刘岳锋

航空工业第一飞机设计研究院,陕西 西安 710089

摘要:重心范围既是重心控制的设计输入,同时又对飞机的操纵性和稳定性有直接影响。基于飞行力学特性,本文提出了一套适用于确定运输机巡航阶段重心范围的设计原则和设计方法。该方法通过操稳特性要求对飞机的允许重心前后限进行了确定,同时以巡航升阻比为设计约束,提出了设计巡航点的理想重心范围的确定原则和方法。将该方法用于某型运输机,从而确定了飞机巡航阶段的允许重心范围和理想重心范围,并将理想重心范围作为主动重心控制系统的设计输入,飞机在该理想范围内运行时,巡航升阻比最大可提升约0.3。本文的设计方法合理,具有很好的工程应用价值。

关键词:重心范围;巡航;飞行力学;运输机

中图分类号:V211.4

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.005

运输机的重心范围是型号设计阶段的一个重要参数,其不仅直接影响运输机全机布置、燃油消耗和装载形式等,还对飞机的操稳特性有重要影响。运输机具有航程远、载重大的特点,且其携带燃油量大,装载形式多样。随着装载形式的变化、飞行过程中燃油的消耗以及受起落架收放和空投等的影响,飞机的重心变化较大^[1]。大的重心变化范围会给飞机的操纵性和稳定性带来一定的不利影响。如重心前限时,为保证飞机的机动性能,需配置较大的纵向操纵面,从而增加了结构重量(质量)等。采用主动重心控制技术可有效地解决上述问题。该技术通过对燃油消耗顺序和燃油在飞机前后位置的移动等进行设计,主动控制飞机的重心,从而在保证飞机具有良好的操稳特性的同时,提高飞机的升阻比,进一步优化飞行性能^[2]。

国外方面,空客飞机(如A380等)普遍采用主动重心控制技术来提高经济性,超声速客机更是通过主动重心控制功能来解决超声速阶段焦点急剧后移所带来的静稳定裕度过大的问题^[3]。国内方面,付瑞^[4]对通用型飞机的重心自动调节系统的软、硬件设计的过程和方法进行了研究;贾磊^[5]针对C919飞机,开展了飞机纵向重心自动调控系统的设计和实现研究;张超等^[6]从工程设计实现角度,对主动重心控制功能在工程应用中

所涉及的关键问题进行了分析,并提出了相应的解决措施。

目前,关于主动重心控制的实现方法的研究较多,但对其设计输入,即主动重心控制功能的目标重心范围的研究相对较少。本文基于操稳特性要求,对巡航阶段允许重心范围进行了研究,同时基于巡航性能要求,在允许重心范围内又给出了理想重心范围的确定方法。允许重心范围和理想重心范围作为全机系统布置、重量重心控制、主/被动重心控制系统的顶层输入和指导文件,在型号研制中具有重要意义。该方法已用于某型运输机研制,有效地推进了型号研制进度,具有很好的工程应用价值。

1 重心范围的确定原则

飞机的重心范围直接影响飞机的飞行力学特性。飞机的重心前限由飞机的操纵性决定,飞机的重心后限由最小静稳定裕度、操纵期望参数等决定,同时重心位置还影响飞机的升降舵配平偏度和配平迎角,从而影响飞机的阻力和升阻比,进而影响飞机的航程和经济性。本文从这些因素出发,提出了重心范围的设计准则和设计方法。

1.1 机动能力要求

机动能力要求属于飞行力学中的操纵性要求,是飞机

收稿日期: 2023-04-26; 退修日期: 2023-07-26; 录用日期: 2023-09-05

引用格式: Qi Wantao, Lyu Xinbo, Liu Yuefeng. Research on range of centre of gravity during cruise based on flight mechanics characteristics of transport aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10): 30-34. 齐万涛, 吕新波, 刘岳锋. 基于飞行力学特性的运输机巡航阶段重心范围研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 30-34.

必须满足的要求之一。给定了飞机的过载能力后,要求单独使用俯仰操纵面,能达到飞机的最大正负过载。

在机动能力计算中,首先求得纵向平衡所需舵面偏度,然后在此基础上叠加机动过载所需舵面偏度,即为保证纵向机动能力所需的总的舵面偏度。

单位过载舵面偏度 δ_e^n 可用式(1)求得

$$\delta_e^n = -\frac{C_{Lpf}}{C_{m\delta_e}} \left(C_{mC_L} + \frac{C_{mq}}{\mu} \right) \quad (1)$$

式中, C_{Lpf} 为平飞配平升力系数; $C_{m\delta_e}$ 为俯仰操纵面舵效; C_{mC_L} 、 C_{mq} 分别为飞机的纵向静稳定裕度和俯仰阻尼导数; $\mu = 2m/\rho S c_A$ 为飞机的相对密度。

达到给定过载所需的舵面偏度为

$$\delta_e = \delta_{e0} + \delta_e^n (n_z - 1) \quad (2)$$

式中, δ_{e0} 为初始平飞配平舵面偏度; n_z 为给定的法向过载。

由式(1)和式(2)可知,飞机的气动特性和最大过载给定后,影响飞机机动能力的主要决定因素为飞机的纵向静稳定裕度。重心前限时,飞机的纵向静稳定裕度最大,达到最大过载所需的舵面偏度越大。因此,机动能力要求可用于确定飞机的重心前限。

1.2 等速直线平飞的纵向操纵

对任何可用高度,在从失速速度 V_s 到最大速度 V_{smax} 之间的平飞速度范围内,纵向操纵效能必须满足使飞机达到该速度范围内的任一平飞速度,即飞机需具备在全飞行包线内的配平能力。

飞机的配平可通过对六自由度飞行动力学方程求解获得,如式(3)~式(8)^[7]所示

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m} - qw + rv \quad (3)$$

$$\dot{v} = \frac{F_y}{m} - ru + pw \quad (4)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} - pv + qu \quad (5)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left[M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq \right] + \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left[M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr \right] \quad (6)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \left[M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr - I_{xz}(p^2 - r^2) \right] \quad (7)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left[M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq \right] + \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} \left[M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr \right] \quad (8)$$

式中, u, v, w 和 p, q, r 分别为飞机的线速度和角速度;

F_x, F_y, F_z 和 M_x, M_y, M_z 分别为作用在飞机上的合力和合力矩; m 为飞机质量; $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ 分别为对应的惯性矩和惯性积。

对上述微分方程组进行配平求解。该方程组无解析解,可采用Nelder-Mead单一搜索算法来进行数值求解,虽然该算法对于平滑函数的搜索效率没有其他算法高,但它不需要梯度信息,从而使其应用范围大大扩展^[8]。

一般而言,重心前限、失速速度点、飞机配平所需的纵向操纵面最大。因此,飞机的纵向操纵能力确定后,配平能力要求也可用于确定飞机的重心前限。

1.3 操纵期望参数

操纵期望参数(CAP)是表征飞机纵向短周期模态特性的一个重要参数,定义如下

$$CAP = \frac{\left. \frac{\partial \theta}{\partial n_z} \right|_{t \rightarrow 0^+}}{\left. n_z \right|_{t \rightarrow \infty}} \quad (9)$$

由式(9)可知,操纵期望参数代表了飞行员最关心的两个概念,即初始俯仰角加速度和飞行轨迹的最终变化。如果操纵期望参数太小,则由飞行员操纵所产生的初始俯仰角加速度就很小,反应过于迟钝;如果操纵期望参数太大,则飞行员很小的操纵输入就能引起大的初始俯仰角加速度,飞机的反应过于灵敏和突然。因此,飞行品质规范里对操纵期望的上下限提出了具体要求。

一般而言,其上限值要求相对较大,飞机很难超过该上限值,而下限值要求较为苛刻,静稳定裕度储备较低的飞机很难达到该下限值。操纵期望参数和飞机的静稳定裕度直接相关,因此操纵期望参数的下限值可用于确定飞机的重心后限。

1.4 最小静稳定裕度

最小静稳定裕度是飞机设计中的一个关键参数。尽管飞行品质规范中对最小静稳定裕度没有直接的要求,但最小静稳定裕度对飞机的短周期特性、单位过载杆力特性等都有着重要的影响。在飞机的最小静稳定裕度确定后,可用于确定飞机的重心后限。

1.5 巡航升阻比

定直平飞状态,飞机的重心位置影响纵向舵面配平偏度。在设计巡航点,飞机一般处于自配平状态,即配平所需的纵向舵面偏度在 0° 附近。纵向舵面为小的负偏度时,虽然型阻增加,但升致阻力减少,其引起的阻力反而有可能小于升降舵偏度为 0° 时的阻力。但升降舵负偏度会使配平迎角增加,迎角增加导致阻力增加。因此,纵向舵面配平偏度为 0° 时,全机阻力不一定最小。在确定了飞机的允许重心

前后限后,可用巡航状态全机升阻比最佳来确定理想重心位置。

2 型号研制应用及分析

下面将前述飞机重心范围的确定原则和方法应用于某型运输机研制,并对结果进行了分析。

2.1 机动能力确定的重心前限

某型运输机属于第三类飞机,其过载能力范围为 $-1 \sim 2.5$ 。该飞机典型重量、典型高度,达到最大正负过载所需的纵向舵面偏度如图1所示。

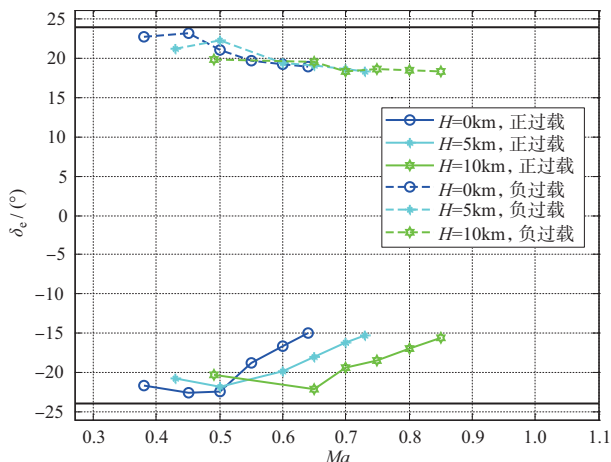


图1 不同过载所需舵面偏度

Fig.1 The deflection of elevators with different flight overload

由图1可知,在飞行速度范围内,达到最大正过载所需的舵面偏度最大已达到 -23.5° ,达到最大负过载所需的舵面偏度约为 24° 。机动能力用舵量已十分接近或达到飞机的纵向舵面最大偏度 $\pm 24^\circ$ 。此时对应的重心位置为 $36\%MAC$,其中 MAC 代表飞机的平均气动弦长。因此,过载能力制约的飞机重心前限为 $36\%MAC$ 。

2.2 等速直线平飞配平确定的重心前限

低于失速速度,飞机的迎角超过失速迎角,出现气流分离,还会导致失稳、偏离等非指令响应,从而影响飞机的飞行安全。因此,失速速度为飞机的最小允许速度,也是表征飞机能力的一个重要指标。飞机的纵向舵面应能保证飞机在失速速度达到平衡状态。

根据2.2节的方法,求得的飞机典型重量配平所需的舵面偏度如图2所示。

由图2可知,飞机配平所需的舵面偏度随速度的增加而降低,这表明飞机速度是稳定的,在速度左边界,配平所

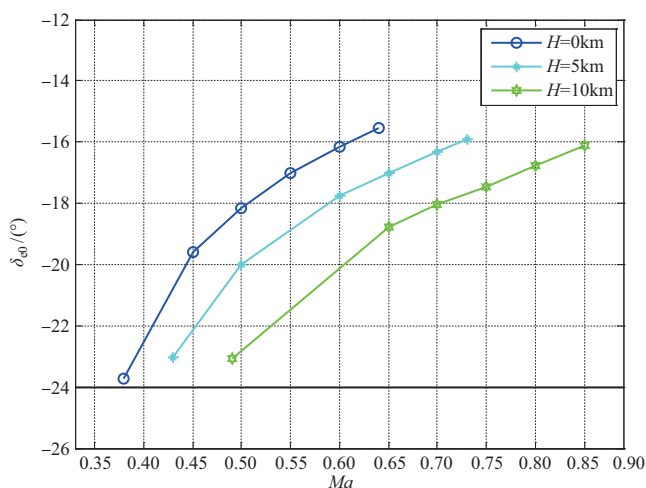


图2 配平所需舵面偏度

Fig.2 The deflection elevators needed for trim

需的舵面偏度用舵量达到最大值 -24° 。此时对应的重心位置为 $38\%MAC$,因此,配平能力制约的飞机重心前限为 $38\%MAC$ 。

2.3 最小静稳定裕度确定的重心后限

某型运输机操纵期望参数(CAP)计算结果如图3所示。

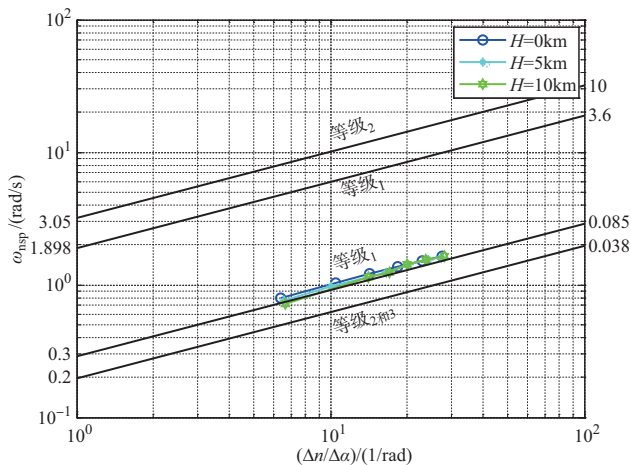


图3 不同状态点对应的操纵期望参数

Fig.3 CAP with different flight states

图3中, ω_{nsp} 和 $\Delta n/\Delta \alpha$ 分别为短周期频率和单位迎角所产生的过载,图中操纵期望参数对应的重心位置为 $55\%MAC$,此时,操纵期望参数已接近等级1的下限。因此,操纵期望参数制约的飞机重心后限为 $55\%MAC$ 。

2.4 最小静稳定裕度确定的重心后限

某型运输机采用了放宽静稳定性设计,并从稳定性和

操纵性要求考虑,确定了飞机最小静稳定裕度为7%MAC。

某型运输机不同飞行状态的静稳定裕度计算结果如图4所示。需要注意的是,在最小静稳定裕度计算中,需考虑静气动弹性修正和动力等对飞机焦点的影响。

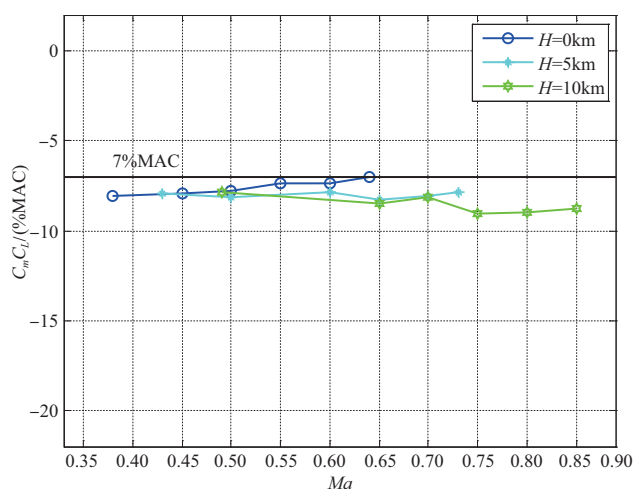


图4 不同状态点对应的静稳定裕度

Fig.4 Pitching static margin with different flight states

随着速度的增加,马赫数效应使得焦点后移,但静气动弹性变形亦越大,其影响使得焦点前移。图4中,静稳定裕度计算结果对应的重心位置为54%MAC,此时,静稳定裕度结果在低空大表速已接近最小静稳定裕度7%MAC。因此,最小静稳定裕度数制约的飞机重心后限为54%MAC。

2.5 最佳升阻比确定的理想重心范围

就运输机而言,飞机的大部分飞行状态为巡航状态,因此提高巡航状态升阻比具有重要意义。随着燃油的消耗,飞机的重心位置发生变化,从而影响飞机的配平迎角和配平舵面偏度,使得飞机的升阻比发生变化。

某型运输机在设计巡航点,不同重心位置对应的升阻比结果如图5所示。由图5可知,在设计巡航点,重心位置约为50%MAC时,巡航升阻比最大,达到18.33。为便于主动重心控制系统设计,主动重心控制系统的重心调节范围不宜过窄。重心范围在48%MAC~53%MAC时,飞机的巡航升阻比不低于18.3,相对于允许重心前限38%MAC,升阻比最大增加了约0.3。因此,重心范围为48%MAC~53%MAC时,称为飞机的理想重心范围,并作为主动重心控制系统的设计输入。

将前文的重心范围确定原则和方法用于某型运输机,得到以下结论:过载能力制约的飞机重心前限为36%MAC;配平能力制约的飞机重心前限为38%MAC;操

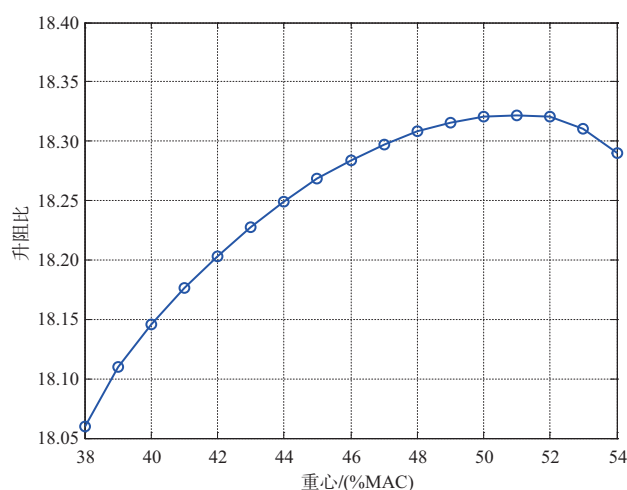


图5 设计巡航点不同重心位置对应的升阻比

Fig.5 Change of lift-drag ratio with center of gravity during cruise

纵期望参数制约的飞机重心后限为55%MAC;最小静稳定裕度数制约的飞机重心后限为54%MAC。

综上,飞机允许重心范围取值为38%MAC~54%MAC。主动重心控制系统工作时,可将飞机的重心调整至理想重心范围48%MAC~53%MAC,以获得最佳的巡航升阻比。

3 结束语

本文基于飞行力学特性,对飞机的重心范围进行了研究。基于操稳特性的要求,对飞机允许重心范围的确定原则和方法进行了研究,同时以巡航状态升阻比为设计约束,提出了飞机巡航状态的理想重心范围的确定原则。将上述原则用于某型运输机,从而确定了飞机巡航阶段的允许重心范围和设计巡航点的理想重心范围,并将理想重心范围作为主动重心控制系统设计输入,飞机在该理想范围内运行时,巡航升阻比最大可提升约0.3。本文的研究方法计算结果合理可信,已用于某型运输机,具有很好的工程应用价值。

AST

参考文献

- [1] 税清才,王秋萍.飞机重心允许范围设计准则[J].飞行力学,2003,21(3):63-66.
Shui Qingcai, Wang Qiuping. Design criteria about determination of variable range of allowable center of gravity for an aircraft[J]. Flight Dynamics, 2003, 21(3):63-66. (in Chinese)
- [2] 张晶,申功璋,杨凌宇.飞机主动重心控制系统设计 and 应用[J].飞行力学,2008,26(6):68-72.

- Zhang Jing, Shen Gongzhang, Yang Lingyu. Design of active center of gravity control system for aircraft and its application [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(6):68-72. (in Chinese)
- [3] Huber B. Center of gravity control on an airbus aircraft fuel range and loading[C]. The 47th Annual Conference of the Society of Allied Weight Engineers, 1988: 1-35.
- [4] 付瑞. 通用型飞机纵向重心自动调节系统的设计与实现[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- Fu Rui. Design and implementation of automatic adjustment and control system of general aircrafts' longitudinal barycenter[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [5] 贾磊. C919飞机纵向重心自动调控系统设计与实现[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2018.
- Jia Lei. Design and implementation of automatic adjustment and control system of C919 plane's longitudinal barycenter [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [6] 张超, 赵跃明, 杨俊, 等. 民用飞机主动重心控制功能工程设计分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2021(3): 26-31.
- Zhang Chao, Zhao Yueming, Yang Jun, et al. Engineering design and analysis of active center of gravity control function for civil aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2021(3): 26-31. (in Chinese)
- [7] Frederick D K. Formulation and validation of high-order mathematical models of helicopter flight dynamics[D]. Maryland: The University of Maryland, 1991.
- [8] 齐万涛, 吕新波, 赵一飞. 飞机稳态尾旋平衡点的综合求解方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(11): 31-34.
- Qi Wantao, Lyu Xinbo, Zhao Yifei. Comprehensive method research of airplane steady spin equilibrium[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(11): 31-34. (in Chinese)

Research on Range of Centre of Gravity During Cruise Based on Flight Mechanics Characteristics of Transport Aircraft

Qi Wantao, Lyu Xinbo, Liu Yuefeng

AVIC The First Aircraft Design Institution, Xi'an 710089, China

Abstract: A reliable range of centre of gravity is the target of control of centre of gravity, and it also influences the stability and control characteristics of the aircraft. Based on flight mechanics characteristics, a series of approaches have been developed to identify the range of center of gravity during cruise of transport aircraft. The approaches include how to identify the allowable range of center of gravity under the demand of stability and control characteristics, and the ideal range of center of gravity is also given to reach higher lift-drag ratio. These methods are adopted in the design of a certain transport aircraft and the allowable and ideal range of center of gravity are confirmed, and the latter, as objective of active center of gravity control system, can increase lift-drag ratio by around 0.3. The results are reasonable, which indicates that these approaches are useful and of great value in practice.

Key Words: range of center of gravity; cruise; flight mechanics; transport aircraft