

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2024.01.006

高平尾布局民用飞机平尾非对称载荷研究

黄一恒 尼 早* 宋 鑫

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 民用飞机高平尾布局可减小平尾处的下洗与速度阻滞, 具有更高的平尾效率, 同时高平尾的非对称载荷会构成垂尾载荷的严重情况。提出高平尾飞机侧滑工况下平尾升力的理论计算公式, 得到了平尾升力随侧滑角变化的计算方程。然后, 采用 CFD 方法对非对称侧滑来流下的高平尾载荷进行了仿真分析, 验证了所提出计算公式的正确性。进一步结合理论计算方程和全机 CFD 流场仿真结果, 确定了不同变量对高平尾非对称载荷的影响程度, 可为高平尾飞机的非对称载荷设计提供设计依据。

关键词: 飞行载荷; 高平尾; 侧滑; 非对称载荷

中图分类号: V212

文献标识码: A

OSID:



0 引言

民用飞机平尾主要控制飞机的俯仰运动, 确保飞机在各种飞行情况下保持纵向力矩平衡。在飞机起飞、巡航、着陆等各种阶段, 平尾始终受到气动力和惯性力带来的载荷。平尾所受载荷除了影响平尾自身的结构强度外, 还会影响后机身的结构强度。因此如何合理地计算或测量平尾气动载荷, 一直以来都是飞机设计师所关注的^[1-3]。

飞机 T 型尾翼也叫做高平尾布局, 该布局可减小平尾处的下洗和速度阻滞影响^[4], 与常规平尾布局相比具有更高的平尾效率^[5]。尽管高平尾布局在小迎角处, 和机翼不在同一水平面上, 能够在一定程度上减小前方机翼流场带来的平尾处气流下洗, 但由于其位置靠后, 会受到机翼、机身、垂尾等部件的干扰, 其流场仍非常复杂^[6-7]。

《中国民用航空规章》CCAR25.427 条款规定了非对称载荷的设计准则, 其中 25.427(a) 规定, 对于按横向突风、偏航机动和滚转机动情况设计飞机时必须考虑到滑流及由于机翼、垂直安定面和其它气动表面气动干扰效应所产生的飞机尾翼上的非对

称载荷。

有文献^[8]表明高平尾的非对称载荷会构成垂尾载荷的严重工况。当飞机在做偏航机动时, 尾翼的非对称载荷主要来源于垂尾的侧向载荷力矩和平尾的非对称力矩叠加。在这种情况下, 平尾受到不对称来流影响, 迎风侧升力与背风侧升力产生了较大不平衡差量, 在对称面处产生了弯矩。当平尾非对称弯矩与垂尾弯矩方向相同时, 会显著增加垂尾翼根处的弯矩载荷。因此, 对高平尾非对称载荷进行准确计算, 是十分必要的。

根据飞机设计手册第九册^[9], 平尾总载荷的计算公式中没有考虑侧滑角的影响, 即认为侧滑角对平尾载荷的贡献可忽略。它的理论依据是小侧滑角下平尾载荷随侧滑角的变化微小。这个经验对于低平尾布局的飞机是成立的, 但它对于高平尾布局的飞机是否仍然成立尚不确定的。且目前国内还外缺乏这方面的研究。

本文提出了高平尾飞机侧滑工况下平尾升力的理论计算公式, 该公式可描述平尾升力随侧滑角的变化。然后, 采用 CFD 方法对非对称侧滑来流下的高平尾载荷进行了仿真分析, 验证了所提出计算

* 通信作者. E-mail: nizao@comac.cc

引用格式: 黄一恒, 尼早, 宋鑫. 高平尾布局民用飞机平尾非对称载荷研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2024(1): 34-39. HUANG Y H, NI Z, SONG X. Asymmetric load of horizontal tail in civil aircraft with T-tail configuration[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2024(1): 34-39(in Chinese).

公式的正确性。

1 侧滑下平尾升力方程

飞机侧滑时,由于平尾存在后掠角,因此迎风方向平尾有效分速度要大于背风方向平尾的有效分速度^[10]。左平尾的后掠角 χ 以及侧滑角 β 定义如图 1 所示。

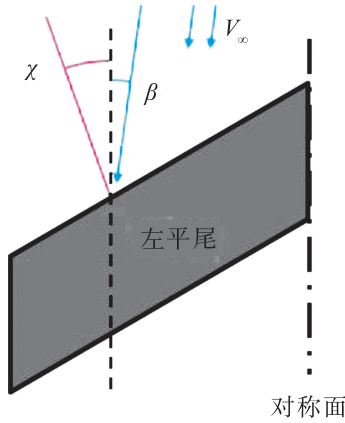


图 1 左平尾侧滑示意图

考虑侧滑的垂直于后掠平尾的有效速度 V_r 为:

$$V_r = V_\infty \cos(\chi + \beta) \quad (1)$$

定义平尾当地迎角为 α_H , 在垂直于后掠翼的方向做剖面, 该剖面处的迎角定义为剖面有效迎角 $\alpha_{\text{有效}}$ 。根据气流的来流方向可定义:

$$\sin \alpha_{\text{有效}} = \frac{V_\infty \cos \beta \sin \alpha_H}{V_r} \quad (2)$$

因此根据考虑后掠侧滑效应的剖面有效迎角 $\alpha_{\text{有效}}$, 投影到机体坐标系上, 就可以得到考虑后掠侧滑后修正的当地迎角为 α_{Hc} , 其角度方向平行于平尾翼根。则平尾处由于后掠所产生的有效迎角和修正的当地迎角可以根据下式计算:

$$\sin \alpha_{Hc} = \sin \alpha_{\text{有效}} \cos \chi \quad (3)$$

设平尾在零当地迎角下的升力系数为 C_{l0} , 则当侧滑角等于零时, 在线性段内平尾的升力系数 C_L 随修正后的平尾当地迎角 α_{Hc} 的变化为:

$$C_L = C_{l0} + C_{L,\alpha} \alpha_{Hc} \quad (4)$$

因此考虑侧滑角 β 影响后, 将式(1)和式(2)代入到式(3)中, 得到带侧滑的后掠平尾升力 C_L :

$$C_L = C_{l0} + C_{L,\alpha} \arcsin\left(\frac{\cos \beta \sin \alpha_H}{\cos(\chi + \beta)} \cos \chi\right) \quad (5)$$

我们假设高平尾的侧滑角 β 不受机翼身组合体影响, 但是平尾处的当地迎角 α_H 受来流下洗影响。

当地迎角 α_H 可以表示为:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon = \alpha - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta} \beta \quad (6)$$

上式中, ε 为下洗角, 由于高平尾受到翼身组合体和垂尾的影响, 下洗不仅与迎角有关, 还与侧滑角有关。

将式(6)代入到式(5)中。这里由于假设迎角、侧滑角、下洗角和后掠角都很小, 因此将结果按各变量角度线性展开, 忽略二阶小量, 经过整理简化可得到:

$$C_L = C_{l0} + C_{L,\alpha} \times (-\varepsilon_0 - \beta \left(\frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta} + \varepsilon_0 \tan \chi \right) + \alpha (1 + \beta \tan \chi) \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right)) \quad (7)$$

为进一步简化结果, 将两边同时对侧滑角求偏导之后, 升力系数对侧滑角的导数 $C_{L,\beta}$ 可以表示为:

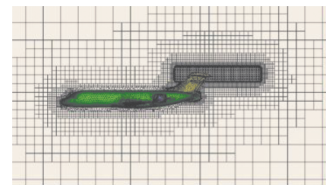
$$C_{L,\beta} = C_{L,\alpha} \left(-\frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta} + \left(\alpha - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \alpha \right) \tan \chi \right) \quad (8)$$

可以看出 $C_{L,\beta}$ 不仅与迎角 α 、升力系数导数 $C_{L,\alpha}$ 和后掠角 χ 有关, 而且还和 $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}$ 、 $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta}$ 、 ε_0 等下洗参数相关。

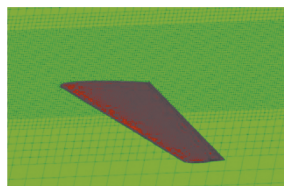
2 仿真计算方法

利用 CFD 仿真方法可以得到飞机全流场信息, 因此对于高平尾飞机的气动研究多采用全机级 CFD 仿真^[7,11-12]。本文对某型号 T 型尾翼结构飞机进行建模仿真, 用于分析平尾处的流场变化, 辅助风洞试验结果, 对第一章中的理论方法进行验证。

CFD 计算网格采用六面体核心-多面体网格 (Poly-Hexcore), 并在机翼、平尾等处进行局部尺寸加密, CFD 网格及网格剖面示意图如图 2 所示。壁面边界层网格为各项异性多边形棱柱网格, 并使得 $y^+ \sim 30$ 。计算湍流方程采用二方程 $K-\varepsilon$ 湍流模型。远场边界条件采用 Pressure Farfield 边界条件, 计算来流速度为 $\text{Ma } 0.4$ 。



(a) 飞机网格示意图

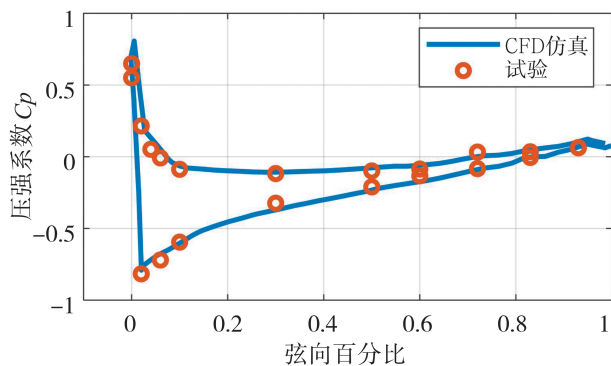
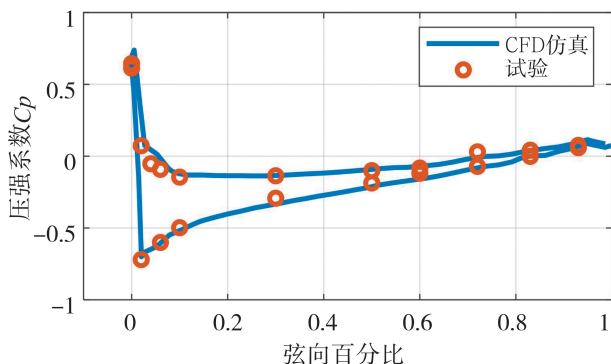


(b) 平尾网格剖面

图 2 CFD 网格示意图

最终 CFD 计算了迎角 $\alpha=0^\circ、3^\circ、6^\circ$,侧滑角 $\beta=0^\circ、3^\circ、6^\circ、9^\circ、12^\circ$ 各工况的结果。对于负侧滑角情况,由于飞机具有对称性,左平尾的负侧滑角气动数据等于右平尾对称正侧滑情况的气动数据。之后根据 CFD 结果,提取了飞机左右平尾的升力系数与各个剖面压力分布,与现有该型号的风洞试验数据进行对比。

图 3 选取了左平尾 50%展向位置处,迎角 3° 时侧滑角 -6° 和 -3° 两种情况下,CFD 仿真与风洞试验剖面压力系数分布对比。可以看到 CFD 结果的压力分布与测压试验基本相同,能够较好的捕捉到吸力峰的位置,具有一定的一致性。因此,之后本文的全机气动载荷数据以及流场数据,均来源于 CFD 计算仿真得到的数据。

(a) 迎角 3° 侧滑角 -6° 剖面压力系数对比(b) 迎角 3° 侧滑角 -3° 剖面压力系数对比图 3 迎角 3° 平尾剖面压力系数试验与 CFD 对比

从全机 CFD 数值仿真结果中可以提取出任意一点处的气流角度。对于某一点的气流速度 V ,按照图 2 中的坐标系进行分解,可得到三个速度分量 $V_x、V_y$ 和 V_z 。其中 x 指向机翼左侧, y 从机头指向机尾, z 指向上方。该点当地迎角和当地侧滑角的计算公式为:

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_x}{V}\right) \quad (9)$$

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{V_z}{V \cos \beta}\right)$$

取平尾前方流场的气流参数,根据公式(9)便可以换算得到平尾处的当地迎角和当地侧滑角。之后可根据计算结果研究不同来流侧滑角下,飞机高平尾处的当地气流变化规律。

3 结果分析

3.1 侧滑下平尾升力变化

图 4 展示了不同迎角下,左平尾升力系数 C_L 随着侧滑角的变化情况。

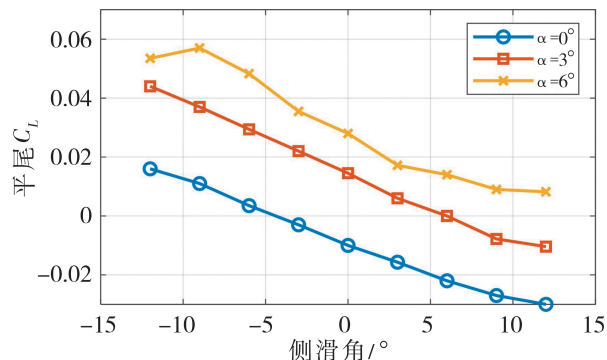


图 4 不同迎角下左平尾升力系数随来流侧滑角的变化图

从图 4 可以看出左平尾的升力不仅和迎角变化有关,同时受侧滑角的影响也很大。该结论对右侧平尾同样适用。其中 0° 和 3° 迎角的升力系数线性度较好,当迎角增大到 6° 时,升力系数曲线呈现出了一定的非线性。但是规律都是随着迎角的增大,平尾升力会增大。而随着侧滑角的增大,左侧(背风侧)平尾的升力系数会减小。

从飞机总体看,当高平尾飞机处于横向不对称状态时,如果来流存在一个正的侧滑角,会导致飞机的左平尾升力下降,右平尾升力上升,两者叠加使得垂尾翼根处额外产生了一个非对称力矩。

3.2 下洗与后掠对平尾非对称载荷影响

根据公式(8)可以看出,飞机平尾处的升力系

数会同时受到平尾处气流下洗影响,以及平尾后掠形状的影响。

平尾处气流偏转角度可根据 CFD 计算,得到平尾前方附近的气流流场后,代入到公式(9)中可计算出平尾当地迎角和侧滑角。不同迎角下,改变侧滑角计算得到的左侧平尾当地气流迎角 α_H 和当地气流侧滑角 β_H ,如图 5 和图 6 所示。

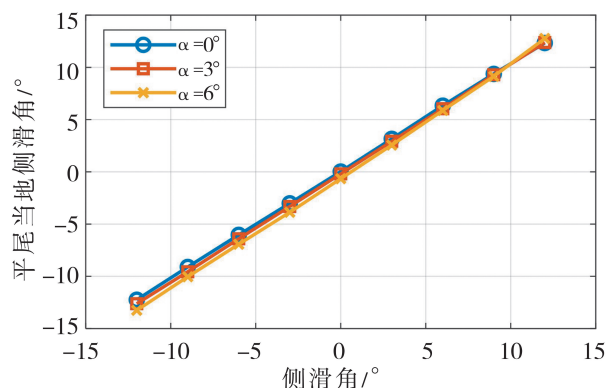


图 5 平尾当地侧滑角随来流侧滑角影响

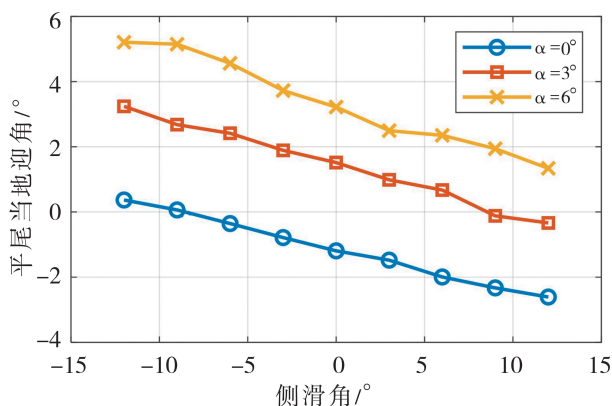


图 6 平尾当地迎角随来流侧滑角影响

图 5 中,不同迎角下,当地侧滑角 β_H 对来流侧滑角 β 的斜率几乎等于 1,两者基本相同。这是因为 T 型尾翼的平尾布局较高,且来流侧向方向没有其它飞机部件干扰,所以平尾当地侧滑角可以认为就是来流侧滑角。这与本文第一章公式(5)和(6)的假设也相同。

图 6 中,平尾当地迎角受侧滑角的变化影响较大。左平尾(背风方向平尾)当地迎角 α_H 随着侧滑角增大,会出现下降的趋势,甚至可以达到 -3° 迎角的变化量。

根据公式(5)可以看出,平尾处当地迎角的变化会直接导致平尾升力系数。而图 6 的平尾当地迎

角变化规律与图 4 中平尾升力系数的曲线一致。可以看出平尾处的当地迎角,或者说是下洗所导致的气流变化,是影响平尾升力系数的主要原因。为了更好的分析升力系数结果以及各分量之间的影响,之后将结合第一章的公式对 CFD 计算结果进行进一步的定量计算分析。

将平尾当地迎角 α_H 的变化代入到方程(6),可以得到下洗关于侧滑角的分量 $\partial \varepsilon / \partial \beta$ 。之后将结果代入到公式(8)中进行验证,与计算结果的对比见下表 1。

表 1 不同迎角下 $C_{L,\beta}$ 计算结果与对比

迎角/ $^\circ$	CFD 计算 $C_{L,\beta}$	公式计算 $C_{L,\beta}$	计算 误差	后掠角 升力贡献	下洗 升力贡献
0	-0.143	-0.149	4.03%	11%	89%
3	-0.138	-0.141	2.13%	4%	96%
6	-0.163	-0.162	-0.62%	13%	87%

从表 1 中可以看到公式(8)能够较为准确的计算出高平尾升力对侧滑角的导数 $C_{L,\beta}$ 。根据理论公式计算得到的数值与 CFD 计算结果基本一致,相对差别在 5% 以内。

将公式(8)拆分为两项,如式(10)所示。第一项为侧滑导致的下洗变化的相关项,第二项为后掠以及等效迎角的相关项。

$$\begin{aligned}
 C_{L,\beta} &= C_{L,\alpha} \left(-\frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta} + \left(\alpha - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \tan \chi \right) \\
 &= -C_{L,\alpha} \frac{\partial \varepsilon}{\partial \beta} + C_{L,\alpha} \left(\alpha - \varepsilon_0 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \tan \chi
 \end{aligned} \quad (10)$$

令后掠角 $\chi=0$,也就是令公式(10)第二项等于 0,则可以得到完全由于下洗所导致的平尾 $C_{L,\beta}$ 分量。表 1 中最后一列给出了不同迎角下的下洗贡献,可以看到绝大部分的贡献都是由下洗 $\partial \varepsilon / \partial \beta$ 导致的,而平尾后掠所导致的气流等效迎角变化只占较小一部分。而 $C_{L,\beta}$ 随着迎角先增大后减小,则是由于第二项中迎角的增大,结果由负变正所导致的。

因此,侧滑所导致的高平尾非对称载荷,主要原因并非由平尾后掠角所引起的,而是因为对高平尾布局而言,平尾下洗角会受到侧滑角的显著影响,或者说高平尾的 $\partial \varepsilon / \partial \beta$ 值明显大于常规低平尾的对应值。而根据其他型号经验,常规平尾通常第一项影响较小,且规律也不同,这使得高平尾具有独特的非对称载荷性质。

这也是由于高平尾位于飞机的垂尾上方,在侧滑来流影响下,平尾会受到前方垂尾气流干扰,导致高平尾的当地迎角随侧滑角影响较大。

4 结论

本文对高平尾布局民用飞机平尾非对称载荷进行了研究,考虑了侧滑角对高平尾非对称载荷的影响。提出了高平尾飞机侧滑工况下平尾升力的理论计算公式。同时确定了不同变量对高平尾非对称载荷的影响程度,进一步明确了侧滑工况下高平尾非对称载荷产生的主要原因。通过 CFD 数值仿真验证了本文提出的理论公式的正确性。得到的结论如下:

- 1) 高平尾的当地侧滑角与全机侧滑角保持一致;
- 2) 侧滑工况下高平尾非对称载荷产生的主要原因是由于侧滑角可以显著改变高平尾的当地迎角,且两侧平尾的载荷增量方向相反。

参考文献:

- [1] 阮文斌,闫中午,符梁栋. 民用飞机控制律对俯仰机动平尾载荷影响分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2020(03):12-16.
- [2] 阮文斌. 民用飞机平尾载荷的不确定性及其全局灵敏度分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(04):75-80.
- [3] 张海涛,余建虎,李志蕊等. T 型尾翼布局的垂尾载荷测量技术[J]. 航空学报, 2019, 40(03):73-79.
- [4] 陈迎春,宋文滨,刘洪. 民用飞机总体设计[M]. 上海交通大学出版社, 2010.
- [5] Alford W J J. Some effects of horizontal-tail position on the vertical-tail pressure distributions of a complete model in sideslip at high subsonic speeds [J]. 1958. No. NASA-MEMO-10-5-58L
- [6] 刘毅. 民用飞机平尾气动载荷计算方法研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013, No. 108(01):18-22
- [7] WEI Z, LI J, TANG S. Investigation and improvement of T-tail junction flow separation for a demonstration aircraft[J]. Aerospace, 2022, 9(10): 567.
- [8] 唐朕,肖启之. T 形尾翼非对称载荷设计分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(06):20-23.
- [9] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册. 第 9 册, 载荷、强度和刚度[M]. 航空工业出版社, 2001.
- [10] 匡江红. 飞机飞行力学[M]. 清华大学出版社, 2012: 100-106.
- [11] Cunningham K, Shah G H, Hill M A, et al. A generic T-tail transport airplane simulation for high-angle-of-attack dynamics modeling investigations [C]//2018 AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [12] Musa N A, Mansor S, Ali A, et al. Effect of tail dihedral angle on lateral directional stability due to sideslip angles [C]//AIAA SciTech. 2016.

作者简介

黄一桓 男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 民用飞机飞行载荷。E-mail: huangyihuan@comac.cc

尼 早 男, 博士, 研究员。主要研究方向: 飞机载荷设计、计算流体力学、流动控制技术、飞机结构强度设计。E-mail: nizao@comac.cc

宋 鑫 女, 博士, 工程师。主要研究方向: 民用飞机飞行载荷。E-mail: songxin2@comac.cc

Asymmetric load of horizontal tail in civil aircraft with T-tail configuration

HUANG Yihuan NI Zao* SONG Xin

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: The T-tail configuration in civil aircraft can reduce downwash and speed inhibition at the horizontal tail, and has higher efficiency. However, this configuration also leads to can constitute a serious asymmetric load situation on the vertical tail. This paper proposes a theoretical calculation formula for the horizontal tail lift under sideslip conditions about T-tail aircraft, obtaining an equation describing the variation of the horizontal tail lift with sideslip angle. Subsequently, the CFD method is employed to simulate and analyze the asymmetric load on the T-tail under crossflow, verifying the accuracy of the proposed calculation formula. Furthermore, by combining the theoretical calculation equation with the results of CFD flow field simulation of the whole aircraft, the impact of different variables on the asymmetric load of the T-tail is determined, providing a basis for the design of asymmetric load for T-tail aircraft.

Keywords: flight load; T-tail; sideslip; asymmetric load

* Corresponding author. E-mail: nizao@comac.cc