

民用飞机气动力模型建模方法研究

Aerodynamic Model Building Methods for Civil Airplanes

李林 李佳 郑晓辉/Li Lin Li Jia Zheng Xiaohui
(上海飞机设计研究院, 上海 200235)
(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

摘要:

对民机常用的两种气动力建模方法——全机建模法和分部件组合建模法进行了研究, 并对两者的优缺点进行了对比分析, 进而对两类方法在大型客机气动力建模中的综合运用提出了建议。

关键词: 气动力模型; 气动弹性修正; 下洗

[Abstract] Two kinds of methods for building the aerodynamic models, the overall method and the part-plus-part method, were studied and compared, and some advices on applying these two methods synthetically to the aerodynamic model of the civil trunkliners were provided.

[Keywords] Aerodynamic Model; Aeroelastic Correction; Downwash

0 引言

气动力模型作为飞机动力学模型的核心, 其仿真计算结果的准确性对飞机的响应特性具有决定性作用, 直接影响控制律设计、飞行品质评估等工作的完成效果。尤其对民用飞机而言, 精细化设计给气动力建模精度提出了更高要求。在工程应用中, 从早期的工程估算、CFD计算, 到中期的多次风洞试验, 再到后期的试飞数据辨识, 气动力数据从形式到内容一直在更新, 建模精度也在不断提高, 因此建模方法与气动力数据的适配性对于模型的更改、完善显得尤为重要。本文对民机常用的两种气动力建模方法——全机建模法和分部件组合建模法进行了对比分析, 进而对综合运用两类方法进行大型客机气动力建模提出了建议。

1 全机建模法

建模思路: 全机气动力系数由基本量及多种影响因素的增量组成。

以俯仰力矩系数 C_m 为例, 其表达式如式(1)所示^[1]:

$$\begin{aligned} C_m = & C_{m_basic} + \Delta C_{m(\alpha=0)} + \Delta C_{m\alpha} \alpha + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \\ & + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + \Delta C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \\ & + \Delta C_{m_ele} + \Delta C_{m_sp} + \Delta C_{m_ail} + \Delta C_{m_rud} \\ & + \Delta C_{m_LG} + \Delta C_{m_GE} + \Delta C_{m_beta} - C_L \left(\frac{X_{cg}}{c} - 25\% \right) \end{aligned} \quad (1)$$

式中, C_{m_basic} 为基本量 ($\delta_F=0$ 时为 α 、 δ_f 的函数, $\delta_F \neq 0$ 时为 α 、 Ma 的函数), $\Delta C_{m(\alpha=0)}$ 、 $\Delta C_{m\alpha}$ 为气动弹性变形的影响, $\Delta C_{m\dot{\alpha}}$ 为弹性机翼惯性卸载效应的影响, $\Delta C_{m\dot{\alpha}}$ 、 $\Delta C_{m\dot{\alpha}}$ 为洗流时差和俯仰阻尼影响, ΔC_{m_ht} 、 ΔC_{m_ele} 、 ΔC_{m_sp} 、 ΔC_{m_ail} 、 ΔC_{m_rud} 为平尾、升降舵、扰流板、副翼、方向舵偏转的影响; ΔC_{m_LG} 、 ΔC_{m_GE} 、 ΔC_{m_beta} 、 $C_L \left(\frac{X_{cg}}{c} - 25\% \right)$ 为起落架收放、地面效应、侧滑、重心位置的影响。

此外, 式(1)中第5~8项增量的表达式, 考虑气动弹性的影响, 可以采用与修正系数相乘的形式。以平尾偏转影响量 ΔC_{m_ht} 为例, 其表达式如式(2)所示:

$$\Delta C_{m_ht} = \Delta C_{m(R)_ht} K_{AE_ht} \quad (2)$$

式中, $\Delta C_{m(R)_ht}$ 为刚体飞机平尾偏转所产生的 C_m 增量 ($\delta_F=0$ 时为 δ_H 、 α 、 δ_f 的函数, $\delta_F \neq 0$ 时为 δ_H 、 α 、 Ma 的函数), K_{AE_ht} 为针对平尾影响量的气弹修正系数 (M_a 和 H 的函数)。

2 分部件组合建模法

建模思路: 全机气动力系数主要由无尾和尾翼两部分的贡献组成, 并在各分量中分别考虑相关影响因素。

同样以俯仰力矩系数 C_m 为例, 其表达式如式(3)~(5)所示:

$$C_m = C_{m_TO} + C_{m_T} \quad (3)$$

$$C_{m_TO} = C_{m_bas_TO} + \Delta C_{m0_TO} + \Delta \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right) C_{L_TO} + \Delta C_{mn_z_TO} n_z + \Delta C_{m\dot{\alpha}_TO} \dot{\alpha} \left(\frac{c}{2V} \right) + \Delta C_{mq_TO} q \left(\frac{c}{2V} \right) + \Delta C_{m_sp_TO} + \Delta C_{m_ail_TO} + \Delta C_{m_GE_TO} - C_{L_TO} \left(\frac{X_{cg}}{c} - 25\% \right) \quad (4)$$

$$C_{m_T} = \Delta C_{m_ht_T} \frac{l_{H,CG}}{l_{H,25\%}} + \Delta C_{m_ele_T} - C_{L_ele_T} \left(\frac{X_{CG}}{c} - 25\% \right) - \left[\Delta C_{Ln_z_T} n_z + \Delta C_{L\dot{\alpha}_T} \dot{\alpha} \left(\frac{c}{2V} \right) + \Delta C_{Lq_T} q \left(\frac{c}{2V} \right) \right] \frac{l_{H,CG}}{c} + \Delta C_{m_beta_T} + \Delta C_{m_rud_T} \quad (5)$$

无尾贡献的俯仰力矩系数 C_{m_TO} 表达式中, $C_{m_bas_TO}$ 为基本量, ΔC_{m0_TO} 、 $\Delta \left(\frac{dC_m}{dC_L} \right) C_{L_TO}$ 为气动弹性变形的影响, $\Delta C_{mn_z_TO} n_z$ 为弹性机翼惯性卸载效应的影响, $\Delta C_{m\dot{\alpha}_TO} \dot{\alpha} \left(\frac{c}{2V} \right)$ 、 $\Delta C_{mq_TO} q \left(\frac{c}{2V} \right)$ 为洗流时差和俯仰阻尼影响, $\Delta C_{m_sp_TO}$ 、 $\Delta C_{m_ail_TO}$ 为扰流板、副翼偏转的影响; $\Delta C_{m_GE_TO}$ 、 $C_{L_TO} \left(\frac{X_{cg}}{c} - 25\% \right)$ 为地面效应和重心位置的影响。

尾翼贡献的俯仰力矩系数 C_{m_T} 表达式中, $\Delta C_{m_ht_T} \frac{l_{H,CG}}{l_{H,25\%}}$ 、 $\Delta C_{m_ele_T}$ 、 $C_{L_ele_T} \left(\frac{X_{CG}}{c} - 25\% \right)$ 为平尾、升降舵偏转影响 (考虑重心位置影响), $\left[\Delta C_{Ln_z_T} n_z + \Delta C_{L\dot{\alpha}_T} \dot{\alpha} \left(\frac{c}{2V} \right) + \Delta C_{Lq_T} q \left(\frac{c}{2V} \right) \right] \frac{l_{H,CG}}{c}$ 为气动弹性变形以及尾翼惯性卸载效应的影响 (考虑重心位置影响), $\Delta C_{m_beta_T}$ 、 $\Delta C_{m_rud_T}$ 为侧滑以及方向舵偏转的影响。

此外, 式 (4) 中的第5、6项以及式 (5) 中的第1~4项增量的表达式, 考虑了气动弹性的影响, 可以采用与修正系数相乘的形式。同样以平尾偏转影响量 $\Delta C_{m_ht_T}$ 为例, 其表达式如式 (6) 所示:

$$\Delta C_{m_ht_T} = \Delta C_{m(R)_ht_T} K_{AE_ht_T} F_{AE_T} \quad (6)$$

式中, $\Delta C_{m(R)_ht_T}$ 为刚体飞机平尾偏转所产生的 C_m 增量 ($\delta_F=0$ 时为 δ_H 、 α_H 、 δ_r 的函数, $\delta_F \neq 0$ 时为 δ_H 、 α_H 、 M_a 的函数), $K_{AE_ht_T}$ 为针对平尾升力线斜率的气弹修正系数 (M_a 和 H 的函数), F_{AE_T} 为针对机身对平尾升力系数影响的气弹修正系数 (M_a 和 H 的函数)。

3 两类建模方法对比

首先要指出的是, 上述两类建模方法均已成功地应用在国内外民机型号的气动力模型中, 如波音、空客系列飞机多采用全机建模法, 而麦道系列飞机多采用分部件组合建模法, 因此两类建模方法本身并无明显的优劣之分。以 C_m 模型为例, 对于影响 C_m 的一些主要因素, 在两类方法中均已全面考虑, 两类气动力建模方法考虑因素的对比如表1所示。

表1 两类气动力建模方法考虑因素对比

俯仰力矩系数 C_m 建模考虑因素	全机建模法	分部件组合建模法	
		无尾	尾翼
气动弹性影响	✓	✓	✓
惯性卸载影响	✓	✓	✓
重心位置影响	✓	✓	✓
洗流时差影响	✓	✓	✓
俯仰阻尼影响	✓	✓	✓
平尾偏转影响	✓		✓
升降舵偏转影响	✓		✓
扰流板偏转影响	✓	✓	
副翼偏转影响	✓	✓	
起落架收放影响	✓	*	
地面效应影响	✓	✓	
侧滑影响	✓		✓
方向舵偏转影响	✓		✓

注*: 在地面效应影响中包含了起落架收放影响。

当然, 两类建模方法还是存在明显区别, 并具有不同的使用特点。总体而言, 二者的主要区别在于:

(1) 气动弹性修正方法不同

在全机建模法中, 针对相关分量的气动弹性修正属于全局修正, 是在考虑全机气弹变形的基础上进行的; 而在分部件组合建模法中, 针对各部件相关分量的气动弹性修正等属于局部修正, 以式 (6) 中的 $\Delta C_{m(R)_ht_T}$ 为例, 该模型需同时考虑平尾本身弹性变形和机身弹性变形对平尾的影响 (分别对应 $K_{AE_ht_T}$ 和 F_{AE_T}), 这样才能较全面地反映机身和平尾弹性变形对全机气弹变形的综合影响。

由此带来的最大影响是气动弹性修正数据的不同。民机由于机身、翼展均较长, 在大速压飞行时的弹性变形更为明显, 因此尤其需要重视气动弹性的影响。由于我国民机气弹修正经验相对欠缺, 因此更需重视气弹修正方法的选取以及相应的经验数据的积累。

(2) 对部件之间的干扰影响处理方法不同

全机建模法由于针对的均为全机量及其增量, 因此部件之间的干扰均已自然隐含在气动数据中, 而无需额 (下转第60页)

外侧双轮间距, s_2 表示前起落架外侧双轮间距。

当选定最低跑道宽度和对应的安全间隙后, 根据公式(2)计算出前起落架转弯操纵角 β 。一般情况下, 还需要考虑轮胎的侧滑现象, 即在求出的前起落架转弯操纵角 β 上加 $3^\circ \sim 5^\circ$, 该值以不大于 45° 为宜。

3 结论

本文针对现代民机设计特点, 在充分吸收和借鉴传统飞机概念设计阶段起落架设计方法的基础上, 从工程应用角度出发, 提出一套现代民机概念设计阶段起落架接地点设计流程及方法。同时, 将影响起落架接地点设计的适航安全、性能、结构、空间布置、运营等限制因素按照设计流程进行归类, 明晰限制因素对设计产生的影响。

(上接第43页)

外进行干扰修正; 而在分部件组合建模法中, 无尾部分和尾翼之间的干扰影响需要加以考虑。

除机身弹性变形对平尾效率的影响属于干扰影响外, 翼身组合体的下洗影响也是需考虑的主要影响因素。以刚体飞机平尾偏转所产生的 C_m 增量为例, 在全机建模法和分部件组合建模法中, C_m 增量虽然均针对同样的力矩参考点(25% c), 但该增量所考虑的迎角变量是不同的。式(2)中 $\Delta C_{m(R)_{ht}}$ 是机身迎角 α 的函数, 而式(6)中 $\Delta C_{m(R)_{ht_H}}$ 则是平尾当地迎角 α_H 的函数, 且 α_H 和 α 具有如下关系^[2]:

$$\alpha_H = \alpha + \delta_H - \varepsilon \quad (7)$$

式中, ε 为下洗角, 其主要受机身迎角 α 以及离地高度(考虑地面效应)的影响。

(3) 建模对数据的要求不同

全机建模法所需的气动力数据为全机基本量以及各部分影响的增量, 其中刚性基本量主要由风洞试验数据处理得到, 气弹修正量可以通过CFD计算或气弹风洞试验得到。

分部件组合建模法则需分别获取全机和无尾两类风洞试验数据, 进而计算出尾翼的贡献量; 各部件相关分量的气弹修正量也需通过CFD计算或气弹风洞试验获得。此外, 分部件组合建模法还需获得下洗角 ε 的计算公式以及相关数据, 并确定平尾、垂尾等部件的升力线斜率, 以及尾力臂 $L_{H_{CG}}$ 、垂尾在高度方向的尾力臂 $d_{V_{CG}}$ 、侧洗力臂 $l\sigma$ 等的计算公式及计算数据。因此, 其对模型数据的要求相对更细致、繁杂。

(4) 气动力数据的修改、更新难度不同

随着民机研制进程的深入, 气动力模型需要不断修改、更新和完善以提高其逼真度。考虑到采用试飞数据辨识所得的气动参数, 以及结冰等因素的影响, 气动力数据一般为全机量或对应的增量, 因此采用全机建模法所得的气动力模型相对更便于后续的修改和更新工作。

参考文献:

- [1] Egbert Torenbeek. Synthesis of Subsonic Airplane Design[M]. Kluwer Academic Publishers, 1982: 341-362.
- [2] Daniel P. Ramyer. Aircraft Design: A Conceptual Approach[M]. Second Edition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992: 229-252.
- [3] L. R. Jenkinson, P. Simpkin, D. Rhodes. Civil Jet Aircraft Design[M]. Great Britain: Arnold, 1999: 29-52.
- [4] Sonny Chai, W. H. Mason. Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design[C]. AIAA96-4038, Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1996, 9:4-6.
- [5] ICAO Annex 14 Aerodrome Design and Operations [S]. Fourth Edition, 2004.1.

不过, 分部件组合建模法所需的气动力数据对各部件影响的物理概念描述比较明晰, 而且很多气动导数估算公式也是按照各部件叠加所得, 因此该方法及积累的数据更有利于相似机型的早期气动导数估算, 以及由于试验数据的不完整而进行的数据扩展。

4 结论

全机建模法和分部件组合建模法具有各自的特点和要求, 在我国大型客机的气动力建模工作中, 可以考虑综合使用两类建模方法, 即以全机建模为主, 分部件组合建模为辅, 从而获得多方面的益处。

在初始设计阶段, 由于对气弹修正的要求相对较低, 而且气动力数据通常不够完备, 因此可以同时利用全机和无尾两类气动力数据进行气弹修正计算。一方面, 部件影响的气动力数据有助于通过工程估算等方式获得一些补充数据(如动导数估算所需的部件升力线斜率、尾力臂等); 另一方面, 对于相关数据要求较多的平尾、升降舵偏转组合, 也可采用分部件组合建模的思路, 通过分部件试验获得下洗规律, 进而可以利用等效 α_H 进行插值计算来积累试验数据, 从而满足初始建模和仿真所需。

在详细设计阶段, 由于风洞试验状态较多, 进行气弹修正时对试验数据的获取及处理要求更高。因此主要采用全机建模的方法, 这样既避免了分部件建模可能对干扰影响的考虑不足, 同时也有利于后续气动力数据的修改和更新。

参考文献:

- [1] C. Rodney Hanke. The simulation of a large jet transport aircraft[R]. NASA CR-1756. The Boeing Company, 1971.
- [2] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京航空航天大学出版社, 2005: 210.