

概念设计阶段起落架接地点设计

The Landing Gear Touchdown Point Design of Advanced Civil Jet Aircraft in Concept Design Phase

王 跃/Wang Yue

(上海飞机设计研究院, 上海 200235)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200235, China)

摘要:

针对现代民用飞机设计特点, 尤其是某些新技术的应用和飞机系列化发展的需求, 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, 总结并提出一套现代民用飞机概念设计阶段起落架接地点设计流程及方法。同时, 按照设计流程将影响起落架接地点设计的限制因素划分为适航安全、性能、结构、空间布置、运营等影响因素, 明晰各限制因素对设计产生的影响。

关键词: 起落架; 接地点; 民用飞机; 概念设计

[Abstract] According to the design characteristics of advanced civil jet aircraft, especially about application of some new techniques and the requirements of family development, and based on traditional landing gear design method, the paper gives a study on a new design method of landing gear touchdown point in concept design phase from engineer design aspect. Meanwhile, following design steps, the restriction factors of landing gear touchdown point design are classified in safety, performance, structure, kinematics, operation, etc. Each restriction factor is clearly described in the paper.

[Keywords] Landing Gear; Touchdown Point; Civil Jet Aircraft; Concept Design

0 引言

飞机起落架的接地点设计是起落架布局设计的基础, 其直接影响到飞机地面、滑跑、起飞及着陆过程的安全性和操纵性。

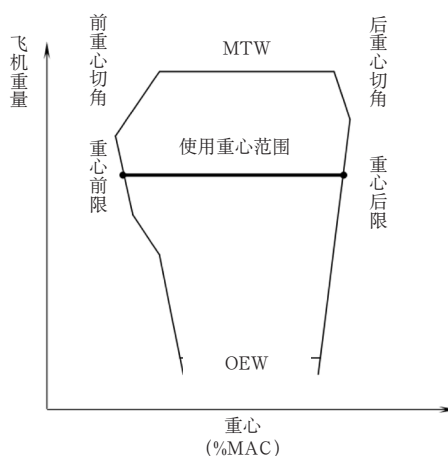
在传统的飞机设计过程中, 起落架接地点的设计方法和流程是十分成熟和有效的, 对于主起落架一般是要求飞机的防倒立角必需大于飞机的擦地角。但是随着航空新技术的发展及其在航空领域的应用, 会给传统飞机设计的理念和方法带来一定的挑战。如越来越多的民用飞机采用放宽静稳定技术、新型超临界机翼、翼下吊超大涵道比发动机等, 这些在给飞机带来气动效率、油耗、噪声等收益的同时, 也给飞机起落架的布置、接地点的设计带来了新的挑战, 即很难按照飞机防倒立角必需大于飞机擦地角的原则来布置主起落架。

因此, 本文在结合传统起落架接地点设计的基础上, 针对现代民机的设计特点, 综合考虑飞机的重心使用包线、飞机几何外形、结构布置、系列化发展等因素, 重点阐述飞机在概念设计阶段, 起落架接地点设计的思路和方法。

1 飞机使用重心包线

飞机使用重心包线是起落架接地点设计的基础, 其

直接影响到起落架在飞机上布置位置的选取, 飞机典型使用重心包线如图1所示。



MTW—Maximum Taxi Weight, 最大滑行重量
OEW—Operational Empty Weight, 使用空机重量
MAC—Mean Aerodynamic Chord, 平均气动弦长

图1 飞机典型使用重心包线

飞机使用重心包线的前限主要反映的是在飞机大重量状态下, 飞机起飞抬前轮时平尾的能力, 并受此条限制。飞机使用重心包线的后限通常是由飞机的稳定性决定。对于采用放宽静稳定性技术的飞机, 需要结合重心

包线重点检查飞机的后翻限制。同时，重心前、后限还直接影响到起落架的载荷分配。

飞机重心包线中的前、后重心包线的切角，主要是考虑在大重量状态下，分别减小、限制飞机前起落架和主起落架的载荷。

许多现代民机为了追求较小的配平阻力而采用了放宽静稳定技术，其重心后限大大放宽，这就使得主起落架接地点的位置也要随之后移，超出了传统设计中50%~55%的布置范围。

此外，飞机在重心高度方向上的变化，对起落架接地点的设计也有较大影响。对于常规翼吊布局形式的飞机，在设计之初，重心在垂直方向上的极限位置一般认为是在客舱的地板高度。

2 起落架接地点参数设计

起落架接地点的设计要根据飞机的重量、重心包线、几何外形、执行任务等来确定。在给定输入条件后，要使得接地点的设计满足飞机结构、漂浮特性和使用特性的需求。

2.1 起落架布局形式

现代民用航空运输飞机大多选用“前三点”式起落架布局形式。与“后三点”式起落架布局形式相比，这种布局形式可以使得飞机在地面状态时，客舱基本呈水平状态，有利于改善驾驶员视界，减小起飞滑跑初期的高阻力。由于主起落架在飞机重心之后，飞机在刹车、地面操纵时具有很好的稳定性，同时在飞机着陆时，主起落架会产生一个使飞机低头的力矩，帮助飞机减小着陆攻角，有利于减小着陆场长。该种布局的缺点主要集中在主起落架接地点的选取，即如何处理好在最大限度满足各种使用特性的前提下，使得主起落架在收藏空间、结构形式上合理、可行。

2.2 起落架接地点参数设计

起落架接地点的设计原则是在满足飞机使用安全性的前提下，依据飞机的重量重心、几何外形等特征参数，最大限度地满足飞机在滑跑、起飞和着陆阶段的使用要求。同时，还要考虑飞机系列化发展的需求。

2.2.1 主起落架纵向接地点设计

(1) 飞机起降特性限制

主起落架纵向接地点参数包含接地点的纵向站位（用%MAC表示）和接地点距飞机客舱地板高度的距离。其参数的选取主要受到飞机起降所需求的迎角 θ 的限制。为了满足飞机的正常起降要求，飞机的起飞迎角要求不小于飞机的着陆迎角，对于干线飞机，一般在 $8^\circ\sim 10^\circ$ 。同时，要重点考虑飞机单发起飞时的极限迎角需求，一般是在正常起飞迎角的基础上增加 1° 左右。

在初始设计阶段，如果有足够的技术支持，也可以

通过计算分析的手段，将飞机腾空时的迎角 θ_{LOF} 作为输入条件，其计算公式如下：

$$\theta_{LOF} = \alpha_{LOF} + \frac{d\theta}{dt} \left(\frac{2l_1}{V_{LOF}} + \sqrt{\frac{l_2 CL_{LOF}}{g dCL/d\alpha}} \right) \quad (1)$$

其中， α_{LOF} 为正常起飞时预期的最大迎角， V_{LOF} 为正常腾空时空速， CL_{LOF} 为对应 V_{LOF} 的升力系数， $dCL/d\alpha$ 为升力线斜率。 l_1 和 l_2 参数如图2所示，分别表示主起落架全伸长状态接地点与飞机尾擦点连线与停机状态地面线相交的两段线长度。对于干线客机，飞机抬头率 $d\theta/dt$ 一般取 $4^\circ/s$ 。

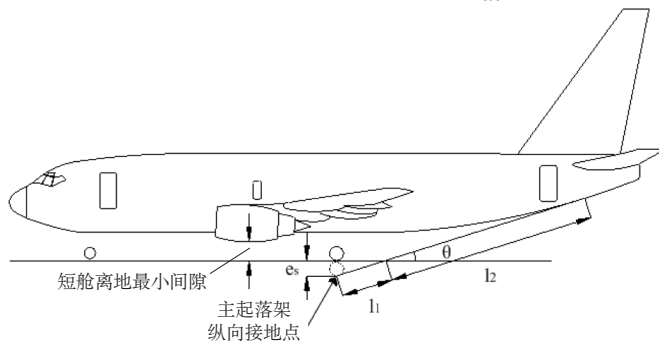


图2 飞机侧视图

此外，还需要考虑飞机系列化发展的需求，给系列化家族中的加长型飞机在起落架布置上留有必要的空间。对于干线客机，基本型飞机最终确定的起降迎角一般是在其起降需用迎角的基础上增加 $2^\circ\sim 4^\circ$ ，要视客舱增加长度和机身后体修行的具体情况进行分析确定。

(2) 飞机结构设计限制

现代民用运输机大多采用高气动效率的超临界机翼，其外形的一个显著特点是后缘部分收缩剧烈，这就给下单翼布局形式飞机的主起落架收藏带来了较大的空间限制。另外，采用较后的主起落架接地点，可能会出现主起落架的转轴较长，主支柱后倾角较大，主起落架转轴偏角较大等设计情况，这些都会造成主起落架重量和寿命上的损失。所以在设计之初，要依据飞机的结构特点，主起落架的接地点不能过于靠后。

(3) 翼下吊大涵道比发动机限制

现代民机的另外一个特点就是普遍采用油耗小、噪声小的大涵道比喷气发动机，而随着民航业环保、节能要求的提高，发动机会采用更大的涵道比，其对应的短舱直径也有较大增加。目前下一代新研发的发动机涵道比已经增大到12左右。为了满足短舱与地面的间隙要求，就需要起落架有一定的长度来支撑飞机。对于翼吊布局的飞机，其短舱与地面的最小间隙为458mm (18in)。

(4) 地面维修高度限制

飞机机体表面设有许多检查、维护口盖，根据机场

现有的维修程序和维修设备的需要，同时考虑人机工效学，需要对飞机的高度有一定的限制。

(5) 主起落架纵向接地点参数选取限制

基于上述分析，可以绘出主起落架纵向接地点参数选取区域限制图，如图3所示。对于采用放宽静稳定技术的飞机，其重心后限位置较后，在考虑加长型发展空间的基础上，基本型飞机不可能在狭小的参数选择区域内选取到防倒立角大于飞机擦地角的主起落架纵向接地点位置，这也是现代民机主起落架布局设计的一大特点。

在可选域的参数选取中，要考虑在最严重的重量、重心组合的情况下，使得选取参数对应的飞机防倒立角能尽可能的比飞机运营过程中起降的最大迎角 θ 大。

2.2.2 主起落架横向接地点设计

主起落架横向接地点即表示飞机的主轮距（用%SPAN表示），其参数的选取也受到多重因素的制约，如图4所示。

(1) 主起落架收藏空间的限制

在选取主起落架纵向接地点参数后，就需要开展主起落架横向接地点的设计，即在飞机上进行合理的空间布置，满足主起落架对收藏空间的需求。

在起落架收藏的概念设计中，需要考虑轮胎的膨胀、膨胀轮胎与收藏路径上各种结构件的间隙等影响主起落架收藏的主要因素。轮胎主要考虑充气膨胀间隙和由转动引起的形变间隙，在名义轮胎尺寸的基础上，加上这两部分间隙变化尺寸，构成起落架收藏设计中的“协调轮胎”尺寸。由于“协调轮胎”所考虑的膨胀和转动形变间隙均为最小间隙，加之飞机后继机对特殊机场适应性要求的需要，因此对于“协调轮胎”在径向方向与收藏路径上各种结构件的间隙就需要留有足够的空间。

(2) 主起落架转轴结构布置空间限制

主起落架的展向位置设计被限制在机翼后部由后梁和襟翼辅助梁所形成的“三角区”，如见图5所示，主起落架过分的沿展向靠外布置，会过分挤压起落架转轴的布置空间，给起落架转轴设计增大难度。其具体限制条件可依据机翼后梁走向、机翼kink位置、主起落架接头形式、襟翼舱布置空间、管线布置空间需求等确定，见图4中条目2。

(3) 侧风与单发着陆限制

飞机在侧风或单发着陆的过程中，会带有一定的滚转角 ϕ ，一般在 $5^\circ \sim 8^\circ$ 。在主起落架横向接地点位置选取时，就需要考虑由于飞机带滚转角着陆，发动机短舱与地面之间的最小安全间隙，一般要大于152.4mm (6in)，见图4中条目3。

(4) 机场使用限制

飞机机场适应性所包含的内容很广，其中有一条是

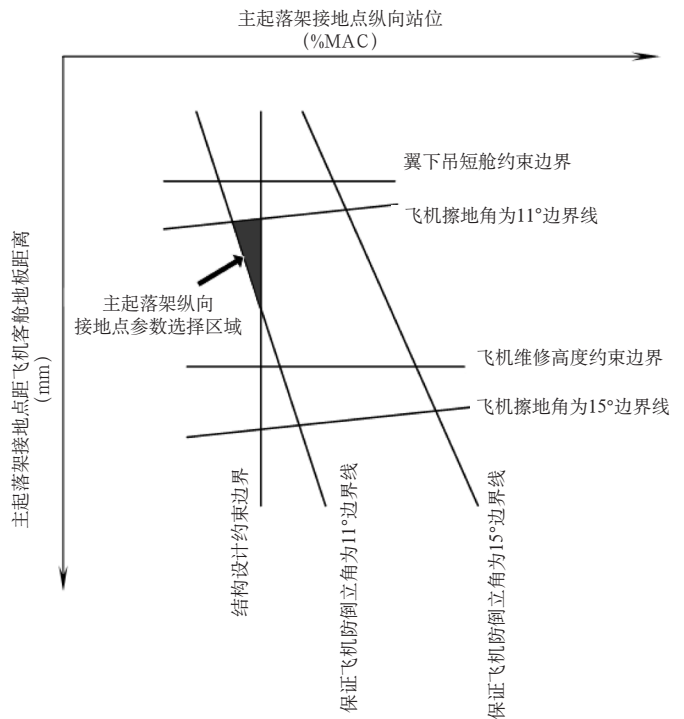


图3 主起落架纵向接地点参数选取区域限制图

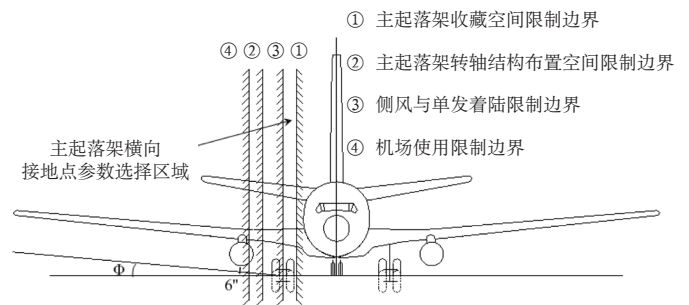


图4 飞机正视图

根据机场的不同分类对飞机的几何参数进行限制，具体限制如表1所示。

表1 ICAO附件14卷 I 按机场分类对飞机几何参数的限制

字母分类	机翼翼展 s	外侧主起落架轮胎轮距 l
A	$s < 15 \text{ m}$	$l < 4.5 \text{ m}$
B	$15 \text{ m} \leq s < 24 \text{ m}$	$4.5 \text{ m} \leq l < 6 \text{ m}$
C	$24 \text{ m} \leq s < 36 \text{ m}$	$6 \text{ m} \leq l < 9 \text{ m}$
D	$36 \text{ m} \leq s < 52 \text{ m}$	$9 \text{ m} \leq l < 14 \text{ m}$
E	$52 \text{ m} \leq s < 65 \text{ m}$	$9 \text{ m} \leq l < 14 \text{ m}$
F	$65 \text{ m} \leq s < 80 \text{ m}$	$14 \text{ m} \leq l < 16 \text{ m}$

2.2.3 前起落架接地点设计

(1) 操纵稳定性限制

前起落架和主起落架的接地点构成一个平面，有效地支撑住飞机的重量，当飞机的重心及主起接地点确定

后，需要合理的选取前起落架接地点的位置，以确保飞机在侧风及地面转弯时的稳定性，一般用侧翻角 ψ 表示，如图5所示。对于民用飞机，该角度不应大于 63° 。

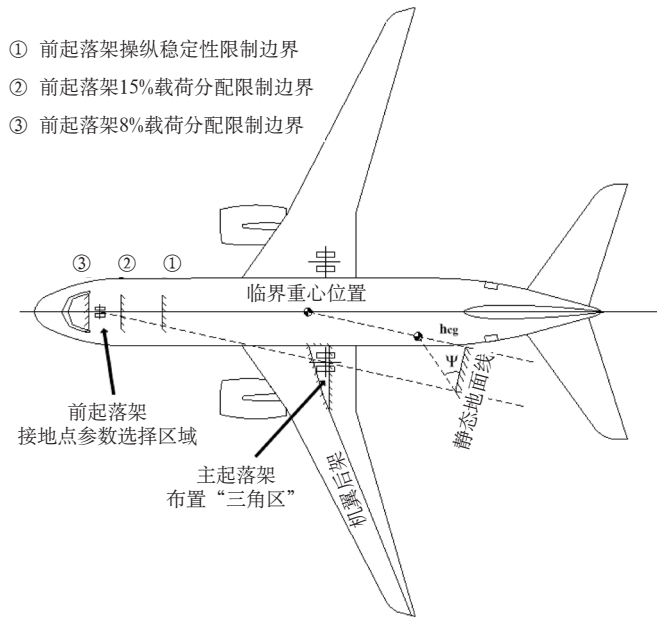


图5 飞机俯视图

(2) 载荷分配限制

合理地选取前起落架的接地点位置，能较好地分配起落架所承受的载荷。一般情况下，前起落架的载荷系数为 $8\% \sim 15\%$ ，见图5。当前起落架接地点过于靠前，前起落架的载荷较小，会使得飞机在小重量状态下，前轮丧失部分或全部操纵性。相反，当前起落架接地点过于靠后，前起落架的静态载荷较大，在刹车产生的附加载荷作用下，很可能超过前起落架的设计强度。因此，需要合理地安排前起落架接地点的位置。

(3) 结构设计考虑

起落架上的载荷需要传到飞机机身，为了减少飞机重量，需要使载荷的传力路径最短，最合理的方式是在靠近加强框的位置进行布置。

(4) 飞机停机角设计考虑

由于飞机在停机时其重量、重心会有不同的组合，因此飞机的停机角是一个范围，目前民用飞机的停机角范围是 $-1^\circ \sim 1^\circ$ 。可以根据停机时客舱地板水平或是有轻微低头的需要来选择前起落架的长度。

2.3 飞机地面 180° 转弯检查

飞机起落架接地点确定后，在地面操纵时，除了要满足之前所述的安全性、稳定性和操纵性要求之外，还需要满足在预期的最低运营机场跑道宽度的条件下，实现飞机 180° 转弯的要求，如图6所示。对于超大型民用客机，会对飞机的接地点设计产生一定的影响。ICAO附件14卷 I 中机场跑道宽度要求和起落架距跑道边界安全

间隙要求分别见表2和表3。

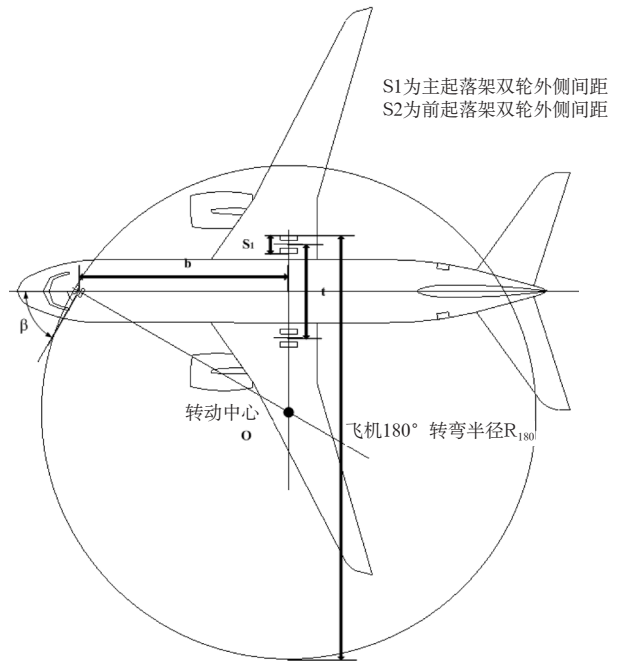


图6 飞机地面 180° 度转弯

表2 ICAO附件14卷 I 机场跑道宽度要求

数字分类	字母分类					
	A	B	C	D	E	F
1	18 m	18 m	23 m			
2	23 m	23 m	30 m			
3	30 m	30 m	30 m	45 m		
4			45 m	45 m	45 m	60 m

注1：表中所列的跑道宽度是此类机场跑道宽度的下限；

注2：对应数字分类1和2，精密进近跑道宽度不得小于30m。

表3 ICAO附件14卷 I 起落架距跑道边界安全间隙要求

字母分类	安全间隙
A	1.5 m
B	2.25 m
C	3 m (飞机前主轮距 $b < 18$ m)
	4.5 m (飞机前主轮距 $b \geq 18$ m)
D	4.5 m
E	4.5 m
F	4.5 m

飞机 180° 转弯半径的计算公式如下：

$$R_{180} = b \tan(90 - \beta) + \frac{t}{2} + \frac{b}{\sin \beta} + \frac{1}{2}(s_1 + s_2) \quad (2)$$

式中， b 表示飞机的前主轮距， t 表示飞机的主轮距， β 表示飞机前起落架的转弯操纵角， s_1 表示主起落架

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.