

大迎角动力学特性分析与建模研究

Dynamic Characteristic Analysis and Modeling at High Angle of Attack

涂良辉 周瑛 陈雅丽 章祎 / 中航工业洪都航空工业集团

摘 要:分析了飞机大迎角气动力特性和运动状态,建立了大迎角运动的动力学模型,并通过分析和比较四 种大迎角运动的分解方法,建立了飞机大迎角气动力数学模型。

关键词:大迎角;运动分解;建模 Keywords: high angle of attack; decomposing of motion; modeling

0 引言

飞机在常规小迎角飞行时,气 动特性与飞行状态呈定常线性关系, 随着迎角增大至超临界迎角区域,气 流出现严重分离,气动力与力矩呈非 定常、非线性的特征。通常存在机头 涡、机翼前缘涡等多个脱体涡系, 而各种涡的生成、发展与破裂是影响 大迎角气动力特性的主要因素。涡系 的复杂流动随迎角的增加有很大的变 化,而且与飞机布局的细节密切相 关,从而使飞机大迎角气动特性呈非 对称、非定常和严重的非线性。

由于大迎角气动力的非定常和 非线性的原因,过去基于线性条件的 静导数和动导数方法已不再适用,必 须对飞机运动方程进行数值仿真,但 这其中存在气动力和力矩的系数如何 表达的问题。在飞行动力学中存在着 不同的模型是取其泰勒展开式的线性 项,导出常用的稳定和操纵导数,然 而这种模型只适用于小迎角下的附着 流,当进入涡流和分离流的迎角范围 时,为正确分析飞机的运动特性,建 立新的空气动力系数的模型就尤为重 要。

1 大迎角气动力特性

飞机大迎角飞行时,绕飞机的气 流分离和非对称流动是不可避免的, 其结果是引起的气动力和力矩与小迎 角线性变化时有着极大的差异,具体 有以下几种特性^[1]。

1) 空气动力非线性

大迎角时,所有空气动力和力矩 都是迎角的非线性函数,并且还可能 是其他变量(如侧滑角β、偏航角速度 r、滚转角速度p和俯仰角速度q)的非 线性函数。

2) 空气动力交叉耦合

大迎角时,由于非对称流动而引 起空气动力交叉耦合,又称空气动力 交感,它是指纵向运动参数(首先是 迎角)对横航向空气动力和力矩的影 响,同时也指横航向运动参数(首先 是侧滑角和滚转角速度)对纵向空气 动力和力矩的影响,常采用交叉耦合 导数表示,如*C*_{la}、*C*_{np}等。

3) 时间相关性

大迎角时,迎角、侧滑角的时间 变化率*a、β*对气动力和力矩的影响变 得十分显著,通常采用*C_{lia}、C_{nia}、C_{nj}*等 导数来表示。

4) 空气动力迟滞

空气动力迟滞是一种大迎角流 动现象,如非对称涡脱体和涡破裂对 于迎角和侧滑角的变化很敏感,按不 同方式改变迎角或侧滑角时,附面层 中流动情况也不同,从而得到不同的 空气动力和力矩,常常造成了所谓的 "空气动力迟滞"现象。

5) 构型相关性

大迎角时,绕飞机外形存在的涡 型,对即使很小的飞机几何尺寸的变 化都很敏感。因而,外形的变化会明 显地改变空气动力特性。目前在超声 速飞机上使用尖头前机身,对大迎角 飞行时飞机的稳定性和操纵性有很大 的影响。因为尖头前机身形状产生的 大的不对称偏航力矩,是由机头涡流 不对称脱落引起的,这种不对称偏航 力矩可能比普通方向舵偏转所产生的 力矩大得多。这些力矩可能对失速和 尾旋特性具有重要的影响。但是,沿 机身头部的小型薄边条,在稳定前机 身涡系时是有效的,同时防止了无侧 滑时出现的不对称流动。

2 大迎角运动状态

飞机在大迎角飞行时,由于空 气动力流场极为复杂,一个小的姿态



中俄航空科技学术会专辑

变化,就可能出现较大的气动力和力 矩的变化,从而可能导致操纵性和稳 定性的急剧变化,出现一些特殊的现 象。通常,大迎角飞行时可能出现的 特殊运动现象包括滚转耦合、抖振、 机翼摇晃、失速、过失速、机头侧 偏、上仰、偏离、过失速旋转、尾旋 等^[1,2]。

1) 滚转耦合

飞机在快速横滚机动飞行时,由 于本身质量的惯性力矩而使迎角和侧 滑角大幅度变化的现象,常称为滚转 耦合,或惯性交感。它可能导致飞机 丧失稳定性,或导致载荷过大致使结 构损坏。

2) 抖振

大迎角飞行时飞机之所以产生 抖振,主要是因为机翼表面的气流强 烈分离而引起的大量涡流,涡流不断 地在机翼上产生,又不断地被吹离 机翼,使得机翼表面气流分离时而 严重,时而缓和,引起升力忽大忽小 的变化。整个机翼升力的这种短促的

"脉动"变化,迫使飞机产生抖振。

3) 失速

失速是指飞机达到最大可用升力 系数时所对应的飞行状态。通常用失 速迎角或失速速度进行定义。在此迎 角下,可能出现由于气流分离而产生 的飞机非指令的滚转、俯仰或偏航运 动,或者出现难以忍受的抖动或结构 振动等,并因此限制了可用升力系数 的最大值。当飞行迎角超过失速迎角 后,虽然升力系数有可能继续增加, 但将产生严重的纵向或横航向失稳, 进而导致飞机失控。

4) 机翼摇晃

机翼摇晃是一种非指令的横航向 运动,根据驾驶员的观察,主要是像 滚转振荡。随着飞机布局的不同,机 翼摇晃可能在失速前或失速后发生。

风洞试验和飞行试验表明,引起 机翼摇晃的几种可能起因有空气动力 迟滞、空气动力非线性、跨声速时的 激波诱导分离和接近机翼失速时的滚 转阻尼损失。

5) 上仰

上仰是一种非指令的、突然增大 迎角的运动。上仰,通常指在中等迎 角和大迎角时产生的纵向俯仰发散, 可能是中等且易于控制的,或者是猛 烈而不易改出的。上仰是不稳定俯仰 力矩随迎角(或升力)变化的结果。

6) 机头侧偏

机头侧偏是一种非指令的、主要 是偏航发散的横航向运动。大迎角时 的机头侧偏(偏航发散)可能是由三 种主要因素引起的,即航向稳定性的 损失、不对称偏航力矩和不利偏航。 这些因素可能是由严重非线性气动力 现象引起的,并且通常是与构型有关 的。

7) 过失速

过失速是飞行迎角大于失速迎角 的飞行状态。过失速飞行中,飞机的 特性可能由偏离、过失速旋转、尾旋 和深度失速等不同的运动形式组成, 但这几种运动不一定是依次产生的。

8) 偏离

偏离是标准飞机从可控飞行向失 控状态过渡的一种短暂的、有限时间 的运动。它助长了飞机进入过失速旋 转、尾旋或深失速状态。偏离可以用 发散的、大振幅的非指令性飞机运动 表征,如机头侧偏或上仰等。

9) 过失速旋转

过失速旋转是紧接着偏离而发生 的,绕飞机一个或多个轴的非操纵运 动。例如,在最初的偏航发散后,飞 机滚转发散。 10) 深失速

深失速是一种失控的飞行状态。 在这种飞行状态下,飞机将保持超过失 速迎角,而旋转角速度可以忽略。深失 速和过失速旋转的区别在于前者旋转运 动极小,且飞机的下降率较高。

11) 尾旋

尾旋是超过失速迎角后,飞机的 一种持续的偏航旋转运动。尾旋运动 中,可能在俯仰、滚转和偏航方向有 振荡。迎角为正的尾旋称为正尾旋, 迎角为负的称为倒飞尾旋。尾旋运动 大致可以分为初始尾旋和发展尾旋两 个阶段。

滚转耦合、机翼摇晃、尾旋等大 迎角飞行时的运动现象,是复杂的非 线性运动现象。如何用运动模型和气 动模型将这些现象模拟出来,是非线 性飞行动力学的重要研究内容。

3 大迎角运动模型的建立

飞机大迎角运动的动力学微分方 程组的向量表达式为:

$$\dot{x} = f(x, u) \tag{1}$$

其中, x为状态向量, u为控制向量, x=[V, α , β ,p,q,r]^T, u=[δ_a , δ_r , δ_a]^T, V为 飞机的速度, α 为迎角, β 为侧滑角, p为滚转角速度, q为俯仰角速度, r为 偏航角速度, δ_a 为副翼偏度, δ_r 方向舵 偏度, δ_a 升降舵偏度。

详细的大迎角运动方程组及各物 理量含义可参见文献[3]。

4 气动力模型的建立

研究飞机大迎角特性需利用强 迫振荡天平试验数据和旋转天平试验 数据。但是,在气动力数据的构造过 程中,这两部分动态数据存在部分重 叠,因此,在构造气动力数据时,需 合理分解振荡运动和圆锥运动两部分

中俄航空科技学术会专辑

数据,避免重复叠加。

4.1 运动分解方法

1) 直接分解法

将总角速度矢量*Q*分解成4个分量,即1个垂直投影到速度矢量的分量和3个沿机体轴的振荡分量^[3,4],表达式如下:

 $\omega_{ss} = (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \cos \beta + q \sin \beta \quad (2)$ $p_{os} = p - \omega_{ss} \cos \alpha \cos \beta \qquad (3)$ $q_{os} = q - \omega_{ss} \sin \beta \qquad (4)$ $r_{os} = r - \omega_{ss} \sin \alpha \cos \beta \qquad (5)$

但是,这种方法会带来方向反逆 问题。如图1所示,总角速度矢量Ω分 解为三个矢量ω_{ss}、p_{os}和r_{os},图1中r_{os}与 r的方向相反,因此对气动力数据构造 的准确性有一定影响。



图1 总角速度矢量二维分解图

2) Kalviste分解方法

Kalviste分解法^[5,6]的原理是将总角 速度矢量Ω分解为3个分量,即分解到 速度矢量方向和某两个体轴方向。以 二维分解为例(如图1所示),将Ω分 解为沿速度矢量方向的ω和 p_{mod}。该方 法可以解决直接分解法中出现的方向 反逆问题。

图2为总角速度矢量三维分解图, 各向量用单位球面上的点表示(图示 三角球面为单位球面的八分之一), 三角球面的3个顶点即为3个机体轴。 图2中还标明了迎角α和侧滑角β。另 外,3条点线将单位球面划分成3块区 域,每块区域中都标明了Ω的3个分解 向量,对于不位于三角形单位球面内 的矢量Ω,可分解到3个机体轴上。



图2 总角速度分解成3个分量示意图

3) 混合Kalviste分解方法

该方法是在Kalviste方法的基础 上发展而来的,利用总角速度矢量相 对速度矢量的位置确定稳态分量和振 荡分量。该方法对应有三种可能的情 形,见表1。情形1中,总角速度矢量 Q更接近偏航轴,故分解为风轴分量 和偏航轴分量,滚转轴分量为零;情 形2中,总角速度矢量Q更接近滚转 轴,故分解为风轴分量和滚转轴分 量,偏航轴分量为零;情形3中由于 滚转和偏航速率符号相反,数据不协 调,故只采用体轴数据分量,不使用 风轴分量。本文即采用该方法。

表1 混合Kalviste方法分解项

分解项	情形1	情形2	情 形 3
ω	$\frac{p}{\cos\alpha\cos\beta}$	$\frac{r}{\sin\alpha\cos\beta}$	0
$p_{ m mod}$	0	$p-\omega\coslpha\coseta$	р
$q_{ m mod}$	$q - \omega \sin\beta$	$q - \omega \sin \beta$	q
$r_{\rm mod}$	$r-\omega \sin \alpha \cos \beta$	0	r

4) 二维Kalviste分解方法

该方法与混合Kalviste分解方法原 理相似,都是利用总角速度矢量相对速 度矢量的位置确定稳态分量和振荡分 量。两种方法的分解项大致相同,唯一 的不同是二维Kalviste方法分解项中不 包含侧滑角的影响,故只需将表1混合 Kalviste分解项中的侧滑角β置零即可。

4.2 旋转和振荡运动气动力系数的构成

旋转天平试验是用低速风洞中的 旋转装置带动飞机模型作圆锥运动, 从而测定模型的气动力数据随无因次 旋转速率的变化规律。旋转天平试验 数据及其关于体轴的动导数系数可表 达如下:

$$C_{i} = C_{i} \left(\frac{\omega b}{2V}\right) + C_{i_{p}} \frac{p_{\text{mod}}b}{2V} + C_{i_{q}} \frac{q_{\text{mod}}\overline{c}}{2V} + C_{i_{r}} \frac{r_{\text{mod}}b}{2V}$$

$$(6)$$

强迫振荡天平试验数据表达如下:

$$C_{i} = (C_{i_{p}} + C_{i_{\beta}} \sin \alpha) \frac{pb}{2V} + (C_{i_{q}} + C_{i_{\alpha}}) \frac{q\overline{c}}{2V}$$
$$+ (C_{i_{r}} - C_{i_{\beta}} \cos \alpha) \frac{rb}{2V} + C_{i_{\alpha}} \frac{\overline{c}\dot{\alpha}_{t}}{2V} + C_{i_{\beta}} \frac{b\dot{\beta}_{t}}{2V}$$
(7)

其中, $i=l,m,n,A,Y,N,\dot{\alpha},\beta,$ 是飞行 航迹角变化率的函数,由平移运动引 起。

 $\dot{\alpha}_{t} = \dot{\alpha} - q + (p\cos\alpha + r\sin\alpha)\tan\beta$ $\dot{\beta}_{t} = \dot{\beta} - p\sin\alpha + r\cos\alpha$

对比式(6)和式(7)可知,式(6)中 包含基于运动分解后的旋转天平项和 角振荡分量,缺少平移振荡分量,而式 (7)中包含角振荡分量和平移振荡分 量,因此两式相加时存在重叠项,即均 含有基于运动分解的角振荡分量这一 项,因此在构造气动力系数时要避免 重复叠加。

4.3 总气动力系数的构成

描述飞机大迎角运动的总气动力 系数可表示如下^[6,7]:



飞机结构静强度试验支持方案的确定

The Determination of Support Scheme for Aircraft Static Strength Verification Test

刘权良 尹伟 夏峰/中国飞机强度研究所

摘 要:飞机结构试验是一个复杂的系统工程。飞机的支持方案是贯穿于整个试验过程的重要环节,它规定了 试验件的支持状态,决定了试验结果的质量。本文通过对型号试验支持方案的进展历程和目前的发展动向的介 绍,阐述了飞机结构试验支持方案制订的过程和考虑要素。

关键词:验证试验,全尺寸飞机结构,试验支持状态,结构试验,静强度 Keywords:certification test,full scale aircraft structure,test support,structural testing,static strength

全尺寸飞机结构静强度试验是按 预定方案向飞机结构施加设定的静态 载荷,然后测量在此确定载荷下的结 构强度反应,进而确定其结构静强度 特性。尽管计算机技术和结构分析技 术都已经取得了长足的发展,但由于 飞机结构、材料以及加工工艺等的复

$$C_{i} = C_{i}(\alpha, \beta, \delta) + C_{i}(\frac{\omega b}{2V}) + (C_{i_{p}} + C_{i_{\beta}} \sin \alpha) \frac{p_{\text{mod}}b}{2V}$$
$$+ (C_{i_{q}} + C_{i_{\alpha}}) \frac{q_{\text{mod}}\overline{c}}{2V} + (C_{i_{r}} - C_{i_{\beta}} \cos \alpha) \frac{r_{\text{mod}}b}{2V}$$
$$+ C_{i_{\alpha}} \frac{\overline{c} \dot{\alpha}_{t}}{2V} + C_{i_{p}} \frac{b \dot{\beta}_{t}}{2V} \qquad (8)$$

式(8)中,总气动力系数中右端第1项 表示静态气动力数据项,包含舵偏为零 的静态项和舵面偏转引起的静态增量 项,第2项为旋转运动引起的气动力项, 第3至5项为强迫角振荡运动引起的气 动力项,最后两项由平移振荡运动引 起。

5 结束语

飞机大迎角气动力非线性特性研 究涉及的内容甚多。本文只是在大迎 角非线性气动力建模方面做了一些有 杂性,全尺寸飞机结构静强度试验仍 然是研究、验证与鉴定飞机结构在静 载荷作用下其静强度特性的一种可靠 和有效的方法,是飞机设计、制造生 产和设计定型所必需和无法替代的重 要环节之一。

总体而言, 全尺寸飞机结构静强

益的探讨,要想进一步解决大
 迎角气动力非线性特性问题,
 还需综合利用数学、力学、计算机、试验等多种手段,在运动机
 理、数学模型、数值仿真等方面
 做深入而细致的研究工作。

AST

参考文献

[1] 刘昶. 大迎角非线性飞行动力学 (一)[J]. 飞行力学, 1989(2): 95-104.

[2] (苏)柯契克M. 极限状态飞行— 现代飞机失速和尾旋的预防[M]. 北京: 航空工业出版社,1989.

[3] 李永富,陈洪.研究尾旋的风 洞试验技术[M].北京:国防工业出版 社,2002. 度试验的目的是鉴定飞机结构的设计 静强度,并为验证强度和刚度的计算 方法及结构设计、制造工艺的合理性 提供必要的数据和资料^[1]。

为了实现全尺寸飞机结构静强度 试验的目的,必须重视验证试验的总 体设计和规划,对试验的项目、内容

[4] Bihrle W J, Barnhart B. Spin prediction techniques[J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(2):97-101.

[5] Kalviste J. Use of rotary balance and forced oscillation test data in a six degrees of freedom simulation[C]. AIAA-2822-1364,1982.

[6] 涂良辉, 江积祥. 某型高级教 练机尾旋特性预测研究[J]. 飞行力学, 2011,29(5):1-4.

[7] 黎先平, 唐登斌, 刘昶. 飞机尾 旋特性的综合数据分析法[J]. 航空学 报, 1999, 20(6): 537-541.

作者简介

涂良辉,博士,高级工程师,主要从 事飞行器动力学与控制研究工作。