

运输类飞机气弹稳定性适航分析研究

Aeroelastic Stability Analysis of Transport Aircraft

中航工业第一飞机设计研究院 曹继军



曹继军

中航工业第一飞机设计研究院四性与综合保障研究所高级工程师。毕业于北京航空航天大学,主要从事军、民机适航技术研究工作。

颤振、发散和其他气动弹性不稳定现象对飞机的飞行安全构成极大的威胁,在现代飞机设计中,飞机气动弹性的设计与研究起着愈来愈重要的作用。气弹稳定性分析已作为结构设计的临界条件之一,成为飞机总体设计和气动布局中不可忽略的因素。随着飞机性能的提高,飞机刚度的不断下降,飞机更易发生各种气

随着飞机性能的提高,飞机刚度的不断下降,飞机更易发生各种气动弹性不稳定现象。这些气动弹性现象非常有害,对飞机的飞行安全构成极大的威胁。本文从适航验证角度出发,结合 CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准中气弹稳定性条款第 25.629 条要求,分析研究了运输类飞机气弹稳定性适航性要求及相应的验证方法,为运输类飞机气弹稳定性设计提供参考。

动弹性不稳定现象。这些气动弹性现象非常有害,对飞机的飞行安全构成极大的威胁。本文从适航验证角度出发,结合 CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准中气弹稳定性条款第 25.629 条要求,分析研究了运输类飞机气弹稳定性适航性要求及相应的验证方法,为运输类飞机气弹稳定性设计提供参考。

气弹稳定性要求适航条款与分析

在 CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准中,第 25.629 条“气动弹性稳定性要求”给出了预防飞机的颤振、发散和操纵反效以及任何因结构变形引起的稳定性、操作性过度丧失的一般要求,本节对第 25.629 条“气动

弹性稳定性要求”逐款进行分析。

1 25.629 (a) 总则

25.629(a) 包含了预防飞机的颤振、发散和操纵反效以及任何因结构变形引起的稳定性、操作性过度丧失的一般要求,指出必须用由适航当局认为必要的分析、风洞试验、地面振动试验、飞行试验或其他认为必要的试验来表明飞机是否满足这些要求^[1]。

2 25.629 (b) 气动弹性包线

25.629(b) 确定了防止颤振、发散和操作反逆以及任何因结构变形引起的稳定性、操作性过度丧失的飞机设计要求,具体如下:

(1) 要求证明在下述封闭线内的所有高度和空速的组合,都不会发生颤振、发散和操纵反逆,该封闭线

是由设计俯冲速度(V_D)和设计马赫数(M_D)对高度组成的包线上所有点的当量空速在马赫数不变和高度不变两种条件下方的 15% 形成的。图 1 给出了一个扩展到所要求的颤振许可边界的典型的设计包线。注意: 某些要求的马赫数与空速的组合与

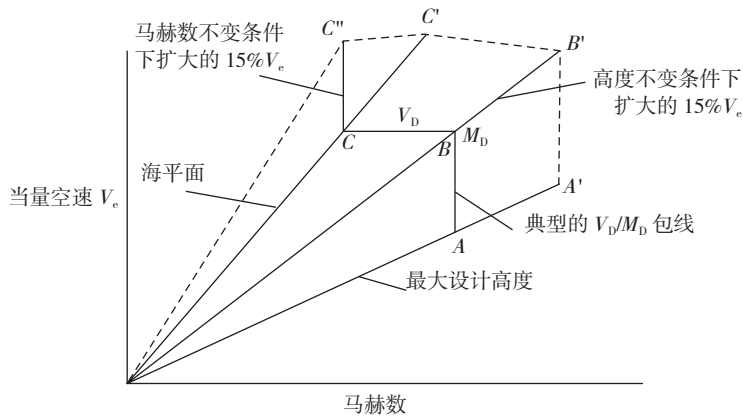


图1 颤振许可边界的典型设计包线^[2]

低于海平面的高度相对应。

(2) 当 M_D 小于 1.0, 并且当趋近 M_D 时阻尼没有大的和急剧的减小时, 则颤振许可边界可以限于最大马赫数 1.0。

(3) 25.629 和 25 部其他一些条例所要求研究的某些构型和状态包括故障、失效或不利条件。只需要在设计空速对高度的包线直至 V_D/M_D 范围内, 对这些状态进行气弹稳定性研究。

V_D/M_D 包线, 要求 V_D 满足 $V_D \geq 1.25V_C$, M 数限制高度上满足 $M_D \geq 1.25M_C$; 或由以下条件确定的高度 - 空速包线: 在从海平面至 $1.15V_C$ 线与等巡航马赫数 M_C 线延长线交点的高度范围内, 按等高度, 将当量空速在 V_C 以上放大 15%, 然后在最低的 V_C/M_C 交点的高度, 当量空速线性变化到 $M_C + 0.05$ 之后, 在更高的高度直至最大飞行高度, 按等高度, 由 M_C 的 0.05 马赫数增量所限定的边界。

图 2 给出了气弹稳定性失效 -

安全包线, 对应 V_C 和 M_C 的每一高度的最高速度的 V_D 包线或高度 - 空速包线。

失效 - 安全设计速度, 除了上述方法确定, 根据飞机其他条件或特定条件下审定机构认可, 也可以作用于系统失效条件。

3 25.629 (c) 配重

25.629(c) 要求如果操纵面上采用了单个或多个集中配重防止颤振, 则配重及其支持结构的有效性和强度, 必须用颤振和强度分析 (或试验) 加以证实。

在整个设计飞行包线内, 按预定的极限载荷系数对配重及其支承结构进行验证。在缺乏合理的研究情况下, 可以下述限制载荷系数作用于配重上: 100g 垂直于操纵面方向; 30g 平行于铰链线的方向; 30g 在操纵面平面里垂直于铰链线方向。

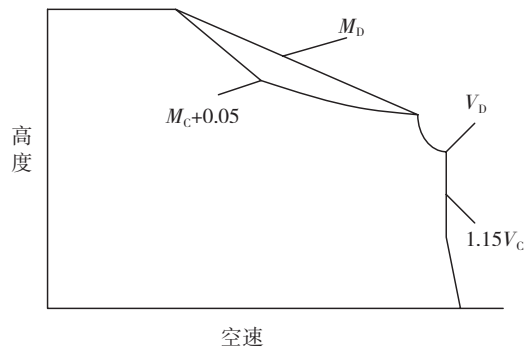


图2 气弹稳定性失效 - 安全包线^[2]

4 25.629 (d) 失效、故障与不利条件

25.629 (d) 指出要用分析和试验表明, 飞机在所列举的每一种失效、故障或不利条件发生后, 在速度直到 V_D 的范围内不得有影响安全飞行的颤振和发散现象。

5 25.629 (e) 颤振飞行试验

25.629(e) 要求必须进行直至 V_{DF}/M_{DF} 的各种速度下的全尺寸颤振飞行试验。这些试验必须证实飞机在直至 V_{DF}/M_{DF} 的所有速度下, 都有合适的阻尼余量, 以及在接近 V_{DF}/M_{DF} 时, 阻尼无大幅度的迅速减小。在表明符合本条 (d) 的飞行试验中, 如果模拟了某种失效、故障或不利条件, 而且通过飞行试验数据与其他试验数据或分析之间的关系对比表明, 飞机在 25.629(b)(2) 规定的高度 - 空速包线内的所有速度下均不会有任何气动弹性不稳定性, 则所验证的最大速度不必超过 V_{DF}/M_{DF} ^[3]。

气弹稳定性适航设计与验证

1 适航设计要求

气弹稳定性适航要求在设计时, 飞机及其部件在其飞行环境内, 应具有足够的速度安全余量和阻尼安全余量, 以防止颤振、嗡鸣、发散、气动伺服弹性、持续有限幅值振荡或其他动态气动弹性的不稳定性。主要包括以下方面。

(1) 主要升力面, 如机翼和安定面的设计应通过考虑由于单个破损或由于设计参数值适当变化而引起的刚度改变来满足破损安全准则。

(2) 应该研究操纵面以及调整片的破损方式, 它们包括单个的结构破损 (如助力器的断开, 铰链的破损或者有气动力平衡片封接处损坏的情况), 液压系统的单个或双重故障, 以及任何其他未被证实是极不可能的故障组合。在其他结构部

件对系统气弹稳定性有影响的场合,应考虑这些结构发生故障可能产生的不利影响。

(3)气弹稳定性依赖操纵系统刚度或/和阻尼时,需考虑附加条件。至少气弹稳定性在不考虑发生概率的情况下必须得到证实,激励系统能够连续提供:

- 超过一台发动机停车或空转;
- 任一不相关的单一故障导致的结构振动方式的改变,如结构元件的断开或失效,液压元件的结构失效(如液压管路、激励、管外壳或阀门);
- 任一损坏或失效条件都应考虑损伤容限和疲劳评定要求,鸟撞损伤要求及操作系统的适航要求。

(4)考虑空转导致翼面元件刚度的变化,如舵面作动器、铰链轴承、发动机装置,应被证实能保证气弹稳定性边界。

(5)如果操纵面上用的是集中的平衡配重,则它们的有效性应得到证实。它们的强度,包括支承结构的强度也应在合理的基础上加以证实。

(6)自动飞行控制系统不应和有关结构耦合而导致颤振。若分析表明有可能耦合时,应进行试验,以确定像伺服助力器、无回力伺服控制、闭环飞行控制系统的增稳系统以及其他有关的助力操纵系统等制动系统的动态特性。

验证

可以用分析、试验的方法或两者的某种组合来证明飞机的布局是否满足气弹稳定性要求。在大多数情况下,要用气弹稳定性分析来确定飞机对重要参数变化的敏感性,及确定飞机在正常使用条件下和可能的破损条件下的气弹稳定性余量。对于正常飞机状态的颤振模型风洞试验可用于证实直到被扩展了的设计速度边界的气弹稳定性,颤振模型风洞试验是对气弹稳定性分析的补充。地面试验可用来收集飞机或部件的

刚度数据或模态数据。飞行试验可用来证明在整个设计俯冲速度包线内的飞机设计的合格性。

1 分析

首先用分析方法研究飞机在其整个设计飞行包线内和按照要求的速度余量作了扩展的飞行包线内的气弹稳定性。确定气弹稳定性敏感参数,如刚度、质量分布、操纵面平衡要求、燃油的消耗顺序、发动机和外挂的位置以及操纵系统特性等。

通常分析计算包括颤振特性、发散和反致速度计算。当飞机装有自动飞行控制系统(如增稳系统、控制增稳系统)时,应进行气动伺服弹性稳定性分析,用于分析的结构模型应能很好地反映实际的结构特性。一般情况下,颤振和气动伺服弹性稳定性分析应采用经飞机地面共振试验结果修正后的计算模型,使计算频率和节线位置与试验结果基本吻合,颤振特性最好是全机耦合分析的对称和反对称计算结果。

为了表明飞机设计满足气弹稳定性的要求,必须就整架飞机进行符合性验证。其中分析验证包括结构设计刚度、质量、燃油、商载、自动飞行控制系统的特性以及在飞行包线范围内高度和马赫数变化等有关方面。分析计算报告应是对下列内容(但不限于)计算的最终结果的综合分析:

- (1)机翼颤振分析;
- (2)尾翼颤振分析;
- (3)操纵面颤振分析;
- (4)其他方面的颤振分析(如旋转颤振、气动伺服颤振);
- (5)机翼发散分析;
- (6)尾翼发散分析。

分析计算报告的内容应包括下列内容:

- (1)计算状态的说明(如燃油、商载);
- (2)计算方法的说明(含结构分析模拟);

(3)飞机正常状态的颤振特性(含 $v-g$ 图、数据);

(4)气动伺服弹性稳定性(当飞机有自动飞行控制系统时);

(5)翼面发散速度。

2 试验

气弹稳定性合格审定还需要地面试验、颤振模型试验和飞行颤振试验验证。地面试验可用来估计部件的刚度和用来确定飞机部件及整个机体的振动模型特性。颤振模型试验用来建立颤振的趋势和用来确认在非定常空气动力学解析计算需要证实的领域内的颤振边界。全尺寸飞行颤振试验提供了对颤振完整性的最终检验。上述这类试验的任一试验结果都可用来提供颤振验证数据,用于检验和改进建立分析模型的程序和数据以及识别潜在的或预先不确定的问题。

(1)刚度试验。

全机(或部件)状态下的刚度试验用于获得静态载荷作用下的结构变形特性以及操纵系统的刚度特性,检验分析所用的刚度数据或直接用作分析的原始数据。

对于那些刚度特性不能准确预测的结构来说,部件刚度试验是必须进行的。试验部件的安装应使部件的安装特性能够很好地确定或者能够容易测量。

(2)地面共振试验。

全机地面共振试验测量飞机的固有频率、振型、阻尼和广义质量参数。通常它们用于验证振动分析的结果、修改结构动力分析的数学模型(使分析与试验的频率和节线有较好的一致性)。试验结果亦是飞行试验的重要数据资料。

对于新设计飞机或飞机的更改对颤振特性有较大影响时,必须进行全机地面共振试验。通常应在适航状态的飞机上进行,至少应包括经分析判断有颤振危险的状态。试验飞机应是结构和各系统、成品件等装配

完整并经检验合格的产品。当对原先已合格审定过的设计在结构或惯性上进行修改时,只要这些变化不影响颤振或采用的是基准飞机的经地面共振试验,证实了模型而且这些改变的影响能够通过分析正确地作出评估的话,可以不必进行地面共振试验。

(3) 颤振模型试验。

在飞机研制中,为了估算设计参数对飞机颤振的影响,提高颤振分析的准确性,直接或间接地证明颤振边界,通常有必要进行飞机布局的动力缩比的颤振模型试验。可以用颤振模型试验来验证那些颤振分析结果并不总是可靠的地方的颤振余量,如操纵面颤振是有显著压缩性效应的颤振。

低速颤振模型风洞试验可用于评定如刚度、燃油重量、装载、操纵面质量平衡和旋转刚度、外挂形状、质量和连接刚度、结构连接刚度等参数对颤振的影响。这种模型也可用于有关参数变化而带来的趋势及影响的研究。

高速模型试验主要用来作为颤振分析计算工作的补充。它们可以补充证明作为一种特定的设计布局在全部扩充后的设计包线内无颤振发生,或证明在确定的破损安全条件下无颤振发生。

不论是低速试验还是高速试验,模型的安装方法是重要的。对全机模型来说,所有重要的刚体自由度的频率必须很低,以免和结构模态产生不适当的耦合而使颤振结果失真。部件的颤振模型应安装得不致使空气动力的相互作用与实际情况有明显的差别。连接刚度要模拟全尺寸部件的刚度特性。

(4) 飞行颤振试验。

飞机的飞行颤振试验是提供飞机设计满足气弹稳定性要求的最后证实。通常,根据设计计算和模型风洞试验结果所作的分析,对于认为是颤振危险的某一个(或几个)飞机

构型进行飞行试验,证实飞机在直至 V_{DF}/M_{DF} 的速度范围内没有气动弹性不稳定,并具有满意的阻尼。对于装有飞行控制增稳系统的飞机,应该在系统工作和系统不工作(关闭系统)两种情况下,在飞机不用增稳也能够安全飞行的速度上进行试验验证。

飞行颤振试验应依据预先制定经适航当局审查并批准的飞行试验大纲进行试验,试验前应制定详细的飞行计划,严格遵守飞行试验程序。确定飞行试验点(高度、速度/马赫数)时,应遵循从低速到高速、先高空后低空的原则。选择的速度增量应使动压的增加近于恒值,每一次速度的增加应根据对前几个试验点所取得的数据评定后确定。任何减小颤振稳定性的指示,如模态的振幅随着空速增加而增大和阻尼急剧地衰减都证明快要接近不稳定的领域。因而,必须非常小心谨慎地逼近新试验点。

应采用合适的飞机激振方法,以激起所需要的飞机模态响应,从中得到感兴趣的模态的响应特征。激振装置应安装在比较刚硬的结构上,对所需激振的模态提供尽量大的广义力并有利于分离开比较邻近的模态。飞行颤振试验的传感器(不论属于哪一类)应满足体积小、重量轻、灵敏度高(尤其是在低频范围)的要求,并且能够在飞机飞行环境的条件下正常工作。传感器应布置在飞机对激振的响应较大的地方。如果使用加速度计,则它们必须固定在受力结构上,以避免局部振动的影响。如果使用应变片,则应有抗油、防潮和绝缘措施,保证可靠地使用。

对于飞机气弹稳定性设计来说,以上分析和试验是彼此相关、密不可分的。而每一项分析或试验各有其特有的优点和不足之处。数值分析可以对飞机结构的设计状态进行变参数分析研究,找出发生颤振的规律,可对结构进行颤振优化设计。

尽管计算结果的可信度与人为的经验和技术水平有关,但随着结构有限元方法和非定常气动力计算方法的进步,以及它们的标准通用算法软件应用,计算结果的可信度已有了很大的提高。

地面试验可用来估计部件的刚度和用来确定飞机部件及整个机体的振动模型特性。颤振模型试验可以在风洞中直接观察到飞机模型发生的颤振,可测定模型的颤振临界速度和颤振频率,识别颤振模态,判别颤振是突发型还是缓发型。但是,模型制作和风洞吹风试验费用较大。飞行试验是真实飞机在实际飞行条件下进行的,不受各种简化、假设和模拟限制。飞行试验只能证明在设计飞行包线内不发生颤振,并可以估计出大致的颤振安全余量。但是,由于其独特的复杂性和风险,万一考虑不当,飞机达到颤振临界速度,则会发生机毁人亡事故。

由此可见,设计一种新型号的飞机,必须进行气弹稳定性的数值分析、地面试验、颤振模型试验和飞行试验,只有将各种分析结果进行相互验证、比较和修正,才能得出该飞机气弹稳定性方面的正确结论。

结束语

通过理论计算,结合全机地面振动试验、颤振飞行试验、颤振模型风洞试验等结果,进行相互验证、比较和修正,将最大程度上避免颤振、发散和其他气动弹性不稳定现象对飞机的飞行安全的威胁,确保飞机气弹稳定性满足适航要求。

参考文献

- [1] 郑作棣. 运输类飞机适航标准. 技术咨询手册, 1995:765.
- [2] 咨询通报 AC25.629-1A 运输类飞机气弹稳定性验证, 1998:14.
- [3] 中国民航总局. 中国民用航空规章(第25部)运输类飞机适航标准 CCAR-25-R4, 1985:277. (责编 深蓝)