

风洞与飞行相关性

(译文集)



中国气动力研究与发展中心二所

一九八三年十月

编 者 的 话

本集共收九篇译文。因大部分文章（第3、5、6、8和9）选自NASA CP—2225（风洞与飞行相关性—1981），故取名为《风洞与飞行相关性》（译文集）。其余译文，第1、2和4选自NASA CP—2183（高雷诺数研究—1980），第7选自AGARD CP—242（性能估算方法），也都是紧紧围绕这个中心内容选材的。

该集所收译文，都是近期国外在风洞与飞行相关性研究方面发表的最新报告。它们反映了国外对这项工作的重视程度、研究情况、取得的成果以及存在问题和今后研究的方向、方法与重点。可供从事风洞试验和飞行器设计工作的工程技术人员和有关院校的师生借鉴和参考。

本集作为《气动情报》增刊（1983，第二期）出版。

由于编者水平限制，译校工作中一定存在一些错误和不妥之处。热忱欢迎读者批评指正，以利改进我们今后的工作。

《气动情报》编委会

一九八三年九月



30895332

目 录

1. 风洞与飞行相关性小组的报告.....黄 序译 严俊仁校 (1)
2. 跨音速风洞的气流品质测量及国家跨音速设备的校测计划
.....恽起麟译 严俊仁校 (9)
3. 风洞与风洞的数据相关性.....向维忠译 恽起麟校 (18)
4. 洞壁干扰效应——情况的回顾和计划在NTF中进行的实验
.....崔乃明译 严俊仁校 (26)
5. 风洞与飞行的阻力相关性.....王承增译 黄 序校 (41)
6. F—15飞机风洞和飞行的数据相关性.....王文周译 严俊仁校 (50)
7. 根据工程估算、小尺寸与全尺寸风洞实验和飞行试验精确确定空气吸入式导弹
升阻特性——实验技术的发展和实验结果的相关性.....吴慰祖译 严俊仁校 (54)
8. XB—70—1 飞机的风洞与飞行相关性研究规划.....严俊仁译 崔乃明校 (70)
9. 由推进系统引起的相关性问题.....王发祥译 石佑伦校 (84)

风洞与飞行相关性研究小组的报告

NASA Dryden 飞行研究中心

Theodore G. Ayers

引言

1976年高雷诺数研究专题讨论会(文献1)已认识到,国家跨音速设备(NTF)相当多的试验时间,将用来为那些打算在现有生产性风洞所能达到的雷诺数范围以外飞行的飞行器提供数据。因此,成立一个单独的风洞与飞行相关性研究小组,参加目前的专题讨论会,并参与将来有关国家跨音速设备的评审工作是适宜的。可以预料,这个小组将致力于使用户相信NTF有能力足以模拟飞行环境。

为了明确建立用户的信任所应达到的要求,回顾并且思考一下已经作过的工作和取得的经验是重要的。可以大体上这样设想,对相关性这个词的种种解释,就象数据可以相关联的例子那样多。因此,为了给风洞与飞行相关性小组论述这些要求提供一个基础,当前,搞清相关性这个词的一个或几个解释也是重要的。这些解释反映了作者和几个工业界同行进行的讨论,对文献的粗略研究,以及自己曾经广泛地参与风洞与飞行研究这两方面工作的经验。

就本文的讨论来说,相关性有三个解释。首先,只是单纯地设法将风洞或理论结果与飞行结果作对比。在得到这些数据时,一般很少甚至没有事先考虑到相关性,也没有后续的试验来解释其中的异常现象。只是简单地把结果记下来,并且写在报告中。这是试图研究相关性的最为普通的方法。从早期飞行试验中得到的许多数据,都是属于这一类。图1所示X-15机身底部压力系数就是一个例子。由图可明显看出,即使对一个没有动力系统影响的比较简单的外形,其风洞与飞行的数据在跨音速范围也存在很大差别。对这类相关性研究的最新尝试见HiMAT以及AD-1研究机。有趣的是,在许多场合下,这类相关性研究是由那些既不从事风洞工作也不从事飞行试验的个人进行的。

相关性的第二个解释,是指对于从风洞与飞行试验中确定的一个飞行器的总阻的详尽研究。这意味着必须十分小心地控制和限定风洞模型和全尺寸飞机的几何外形。也意味着对推进系统、外载荷和气动弹性、配平效应,以及影响全尺寸飞行器特性的所有其它部件都有一个了解。这是一项极端困难的任务。我们到目前为止的经验,在跨音速范围内仅看到有限的成功,就象图2中的XB-70数据所显示的那样。

最后,相关性可以解释为:试图弄清在飞行环境的一些特定领域和飞机部件有关的流体流动的基本机理。C-141机翼上的激波问题以及F-102和F-106的底阻就是这类相关性的例子。其它一些记得起来的例子如:以前完成的F-8, TACT(跨音速飞机技术),以及T-2C超临界机翼的压力分布测量。一个更近的例子要算KC-135小翼计划所得到的结果(图3)。在这个例子中,取得了为弄清发生在小翼根部剖面($\eta=1.01$)的异常现象所必须的数据。附面层测量,溢流、喷口和后体阻力,以及局部表面摩擦等也都可纳入这一类。在这些更为基本的试验中的一个例子是最近完成的关于转捩雷诺数的风洞与飞行相关性研

究,如图4(此略)所示。这次试验的飞行结果,无疑代表了迄今如果不是最为也是颇为精确和严格的测量。这里特别考虑了攻角和侧滑角的测量,同样还有马赫数、飞行高度和湍流度的测量。因此这些结果可作为判断风洞测量结果的标准。现在,同一设备正用于提供风洞和飞行数据,目的在于建立相关性,并验证在有攻角时估算背风面分离的理论方法。本作者和包括出席1976年专题讨论会的其它许多人都认为,这第三种类型的风洞与飞行相关性在不远的将来应当是人们集中精力进行研究的重点。

经营费用、和高的研制费以及能源费相联系的性能要求、强烈的国际竞争,正迫使设计者从新的或者衍生的飞机中获得最好的经济性。在飞行和推进这两方面,这些性能要求在能提供放松稳定性和主动控制的复杂系统之中,继续推动飞机设计接近这个限度。因此,稳定性和操纵性正变得和阻力一样重要。这意味着人们估算未来飞机的稳定性和操纵要求时,应有适当的可靠性。在图5和图6中,把一些数据汇集起来,使之互相关联,以便确立用于估算航天飞机的可能误差带的准则。这些结果表明,估算具有低的或者负的稳定度的飞行器特性的能力,现在尚未很好掌握。

可能仍然有些飞机外形,在某些飞行条件下甚至超出NTF的雷诺数范围,如图7所示。然而,利用NTF我们不久将具有在等于或者十分接近大多数现代飞机的全尺寸雷诺数情况下研讨问题的能力。1976年专题讨论会的外形空气动力学小组显然不鼓励企图进行纯阻力相关研究。他们的建议如下: 1. 由于推力测量不可靠应避免比较纯阻力; 2. 因此,比较应立足于: a. 压力分布测量, b. 由尾流测量得到的翼剖面阻力; 3. 为此项任务而选择的飞机必须具备: a. 一个精确而经过校准的“空中数据”系统用以确定 M 、 q 和 P_∞ , b. 精确的 α 、 β 数据; 4. 对模型和飞机两方面结构变形的测量都必须进行。该小组还提出了一些特别建议,其中之一就是转换雷诺数试验。其它的建议如安排一些试验以使压力分布和通过尾流测量而确定的剖面阻力互相关联。我相信,从1976年专题讨论会的建议出发,规定一些使用户对NTF能够模拟飞行环境建立必要的信心所需的试验种类,这应是风洞与飞行相关性小组的任务。

小组的考虑和建议

风洞与飞行相关性小组按以下顺序讨论了国家跨音速设备(NTF)的鉴定工作。

- (1) 基本风洞校测
- (2) 建立对风洞的信心
- (3) 应集中注意的领域
- (4) 建议

前面三个项目涉及到一些试验研究,小组相信,这些研究对于航宇团体在确定NTF在工业上的应用方面是头等重要的。第四项提出了鉴定该设备的途径。

一、基本风洞校测

小组一致关心在进行任何研究和研制性试验之前,先对设备进行全面校测。这个校测应包括整个试验段内的纵向、横向和垂直平面的总、静压测量。还应进行动态测量以确定湍流度和噪声环境的频率和能谱。要确立低温运行对于这些测量以及对流向的影响。开始考虑

使用现有的 10° 锥装置进行试验。在美国和欧洲大约23个风洞已使用这个 10° 锥获得转换雷诺数的数据。此外，还用它进行了飞行试验，建立用以评价风洞湍流影响的自由流基本数据。和流体动力学小组一样，风洞与飞行相关性研究小组同样要求NTF的锥试验应具有做纵向热传导测量的能力。在风洞校测中 10° 锥试验是重要的，但确立单位雷诺数和热传导对升力面上转捩位置的影响也是同等重要的。为此，在NTF的校测中应包括一个二元翼型试验。

二、建立对风洞的信心

由于航宇团体对风洞设备的大量投资和需要进行的研制试验的数量很大，因此必须认识到，NTF能提供一个附加的实验能力，但不是取代现有的设备。可以预料，大多数的风洞试验将在现有设备中进行。因此，建立风洞与风洞之间的相关性是极端重要的。NTF初期的重点应确定并且进行一个或多个试验以使用户对风洞之间的测量结果建立信心。应当看到，完美的相关性大概是不存在的。然而，提供足够的数据以便得到可以接受的相关性，对于确保明智地使用NTF是重要的。

三、应集中注意的领域

评议的大部分内容是谈论小组认为需要进行风洞与飞行相关联才能鉴定NTF的那些领域。这些领域可分成以下七个方面。

机翼巡航阻力和阻力增长——在这个专题讨论会的开幕会议上，提出了表明雷诺数对于各种类型翼剖面阻力特性的不同影响的数据，指出，单是阻力(C_D 与 M 的关系)不足以确定这些变化的原因。风洞与飞行相关性小组一致认为，需要从风洞与飞行两方面提供详细的压力分布，精确地确定激波位置和进行附面层与尾流测量以确定翼剖面特性。尽管尾流测量的数据是重要的，但应认识到，在NTF能达到的较高雷诺数下，模型的尾流区将是非常小的。因此，在许多情况下不大可能从风洞中得到精确的测量结果。所以，为了分析风洞与飞行的数据，应从飞行中取得尾流的数据。这样的数据对于验证和修正分析方法也是极为有益的。象前面对于和风洞热传导测量有关的基本风洞校测进行的讨论一样，应注意从有关飞行试验中得到这样的资料。

机翼的分离和失速——在这个领域里的讨论提出了厚翼和薄翼两者的前缘分离和激波诱导分离。最大升力系数 CL_{max} （带或者不带襟翼）与雷诺数的关系应是飞机设计中主要关注的（特别对运输机类型），就象对稳定性（纵向的、横向的或方向的）以及对马赫抖振的关注一样。对于这些领域，如同对抖振、抖振强度增长、动力升力以及滞后效应一样，都要进行相关性研究。另外一个需要注意的领域就是雷诺数和湍流度对前缘吸力的影响。对于用来校测和NTF对比的现有设备的各种类型的翼型和机翼，是否存在一个截止雷诺数，这个问题需要提出研究。

后体和底部阻力——由于不能恰当地确定后体和底部的影响，过去对于全尺寸飞机阻力的准确估算曾受到阻碍。这一点对于战斗机是这样，对于包括民用和军队后勤用两个方面的运输机来说大体上也是这样。虽然，模型支架系统干扰效应可能成为后体与底部阻力测量值的主要部分，但人们相信起支配作用的效应还是雷诺数模拟。因此，对那些其后体和底部形状对雷诺数敏感的飞机，需要风洞和飞行两方面的数据以便建立相关性。

推进系统的影响——在许多情况下，可以认为推进系统影响是后体和底部阻力的主要部分。例如，一些传统的战斗机外形布局通常具有装在后机身的发动机，这时，全机总阻的40%和后体影响有关，其中包括收缩机尾、底部以及推进系统的阻力。业已证明，发动机进气口的溢流效应也是飞机阻力的主要来源。未来的战斗机装有带推力转向和反方向的先进非轴对称喷管，对于大的雷诺数效应是敏感的。这些效应表现在羽流的几何形状，流向转折，冷却和超环流之中。

对于运输机类型的飞机，包括民用与军用，其推进系统配置的影响是难以估计的。高涵道比涡轮风扇发动机的出现，使得运输机的发动机相对其机翼的尺寸比例变得大起来。在这种情况下，几乎整个机翼都受到推进系统效应的影响。对于具有上表面吹气的外形布局也存在相同的情况。在飞机研制过程的初期，就要了解到推进系统配置的敏感性以便减少性能损失和费钱的修改工作。应当承认，在NTF早期的外形布局试验中，将不涉及推进系统效应。然而，小组强烈地建议应早作计划以使NTF具有作推进系统试验的能力。建立这一方面风洞与飞行相关性的需要已被小组成员所承认。

涡流——对涡流进行广泛的基础性研究的要求已由流体动力学小组和外形空气动力学小组提出。风洞与飞行相关性小组的讨论集中在为了鉴定NTF而希望或者要求建立相关性的那些领域。已经明确的有三个领域，包括前体涡的脱出，涡的破裂和结构载荷。有充分的证据认为，前体涡脱出对战斗机大攻角稳定性的影响对于尺度效应是敏感的。涡破裂对高性能飞机的稳定性可以有相当大影响，破裂的位置以及由此而来的对稳定性、操纵性以及结构的影响都对雷诺数效应敏感，需要全尺寸飞行数据来验证风洞的结果。根据风洞研究，一般可假定，由于大后掠翼面的尖前缘分离所产生的涡流可以与雷诺数无关。然而，这个假设目前还没有令人信服的证明，特别在全尺寸条件下。甚至在前缘很尖的情况下，在二次涡对总升力和翼面载荷分布影响方面，已观察到雷诺数效应。此外，关于压缩性对涡流的影响还未进行研究，特别是机翼上激波对涡的位置和稳定性的影响。鉴于涡流干扰和非线性气动效应的复杂性和不确定性，以及未来许多飞机将应用涡升力概念的某些方案的可能性，使风洞与飞行相关联以证实NTF对于这种流动具有全尺寸模拟的能力是重要的。

空穴流动——估算和全尺寸飞机上绕暴露的起落架轮舱或者敞开的炸弹舱的流动有关的非定常空气动力，这是一项极端困难在许多时候甚至不可能完成的任务。起落架轮舱上的抖振载荷带来相当大的结构上的麻烦。而在弹舱敞开的情况下，非定常流动不仅带来结构上的麻烦，而且也是影响炸弹投放的一个主要因素。风洞模型的尺寸小，再加上现有设备雷诺数能力的限制，妨碍人们取得飞行条件下的空气动力数据。NTF将提供这样一种能力，而且人们强烈地建议进行全尺寸验证。

鼓包阻力——小组的一些成员指出，仍然需要一个可以用来估算鼓包阻力的数据库。同时还指出，NTF的雷诺数模拟能力通常已超出这种试验的要求。另外，在NTF做试验的大多数模型的尺寸也象其它大多数风洞的模型一样，显得过小，不能按真实比例模拟产生这些鼓包阻力的缝隙、台阶、天线等等。尽管在某些情况下NTF能够用来也会用来确定鼓包阻力，但这样一些试验通常应在其它设备里进行。

四、建 议

下面分别提出鉴定国家跨音速设备的各项建议。

广泛的飞行与风洞试验计划——以前尝试使风洞与飞行数据相关所取得的经验清楚地提示我们，在风洞试验与飞行中，都有必要保持对一定外形进行重复试验的能力。要对其中一些差异有所了解，这是极为重要的。如果了解了这些，在使用NTF时，利用只有它才具备的把雷诺数以及气动弹性等效效应单独分开研究的能力是绝对必要的。在这个相关性计划中，所牵涉到的包括有合适的风洞、风洞模型以及全尺寸飞机上的仪器设备。还意味着风洞模型和全尺寸飞机两者应保持外形上的相关，直到完成最终分析，所有的问题都得到满意的研讨为止。

战斗机和运输机这两类飞机的要求——由于小组的成员代表了各种不同的组织，因此不大可能在下面这一点上取得一致意见，即在鉴定NTF时使用某一个有代表性的外形布局进行风洞与飞行相关性研究。对于战术和空中优势战斗机，民用和军用运输机以及航天飞机的要求和关注是显然不相同的。因此小组决定建议对几种类型飞机进行风洞与飞行相关性研究。战斗机类型应包括附着流动和脱体涡流动两种机翼设计的外形布局。运输机类型应包括具有平缓的后体斜率的下单翼布局的外形（B-747，DC-10，L-1011等型号），同样还应包括具有陡的后体斜率的上单翼布局的外形（C-5A/AMST型号）。最后，如有可能，象航天飞机这种外形布局也应包括在风洞与飞行数据全面的相关性研究之中。然而，有关轨道飞行器相关性要求的特殊性的论述，将留给空间飞行器小组。

总阻的相关性不可行——1976年在兰利研究中心举行的高雷诺数研究专题讨论会上，外形空气动力学小组强烈地建议，不要鼓励有关总阻相关性方面的尝试。现在，风洞与飞行相关性小组也持同样的态度。然而，小组的全体成员都认为总阻的测量是相关性研究的一个最终目标。但这样一项任务即使对最简单的飞机外形也是极端困难的。考虑到现代飞机的复杂性和飞行测量技术的实际水平，我们相信，设法弄清部件的一些影响，则是不久的将来风洞与飞行相关性研究在这个领域能很好完成的。这种途径也为NTF的全尺寸模拟能力提供了一个可以接受的鉴定办法。

风洞与飞行相关性小分队是必不可少的——小组相当详细地讨论了如何才能更好地完成鉴定NTF所必须的相关性研究这一问题。曾寻求利用以前从C-5A，C-141，以及跨音速飞机技术（TACT）等项目的相关性研究所得到的数据。但由于下面的理由，在小组的成员中对这些数据的可用性普遍抱着悲观的态度：

- (a) 负责这些项目的人早就转到其它方面，有些则已经退休。
- (b) 重新使用和弄清这些数据是一项十分巨大的很可能是完不成的工作。
- (c) 自从那些项目完成之后，风洞与飞行试验技术已经有了相当大的改进。
- (d) 对于那些外形布局来说，通过重复试验来研究相关性中“未知”领域的能力已不复存在。
- (e) 这些外形布局并不代表现代技术。

小组一致建议对应集中注意的领域要开始新的相关性研究，并通过以下措施来实现：

- (a) 建立一支由政府部门、航宇团体的研究人员组成的专门小分队来进行相关性研

究。

(b) 确定一个广泛的非专利性的风洞与飞行试验计划, 采用先进的技术外形。

(c) 建立责任制以保证相关性研究和NTF的鉴定工作圆满完成。

应当鼓励或要求研究人员组成的专门小分队在相关性研究项目的各个方面互相配合。他们对有关数据要求、风洞校测、风洞以及飞行试验各个方面都应有透彻的了解。这是确保高效率的相关性研究工作取得成功的途径。

责任制——所以讨论这个题目是因为有一个普遍的看法, 1976年高雷诺数研究专题讨论会落实的东西太少, 小组全体成员一致同意建立某种责任制, 以保证NASA能采取行动来考虑或者实行所有各个小组提出的建议。此外还一致同意四年举行一次会议来充分讨论NTF和有关鉴定工作的要求是不够的。由于NTF投入运行的日子更为临近了, 小组应在一个适当的时间再召集会议(也许是每年), 以便和NTF的全体工作人员进行必不可少的相互交流。

黄序译 严俊仁校

参考文献

1. Baals, Donald D., ed.: High Reynolds Number Research NASA CP-2009, 1976.

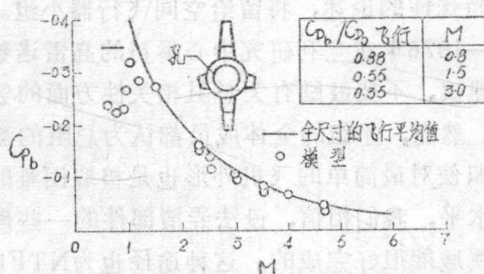


图1 X-15机身底部压力系数(无动力)

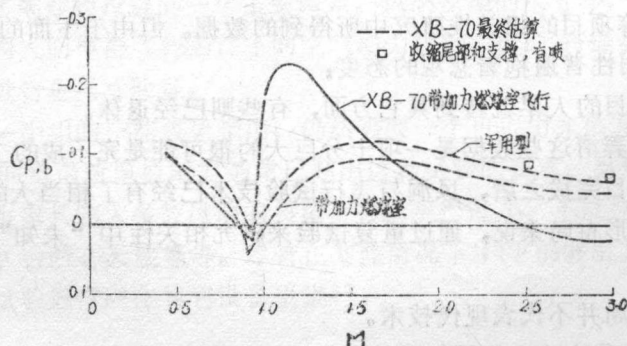


图2 X-80底部压力系数平均值的飞行测量结果和估算值的比较

$M = 0.78$

风洞

- 上表面
- 下表面
- 上表面
- 下表面

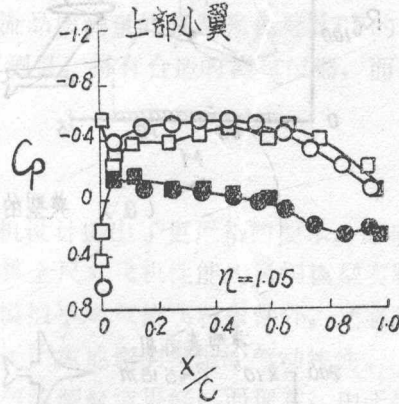
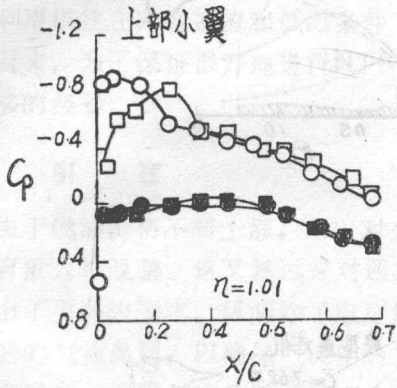
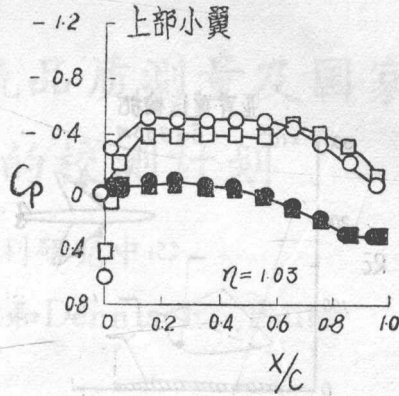


图3 飞行中测量的机翼压力分佈和风洞结果的比较 (KC-135 小翼研究计划)

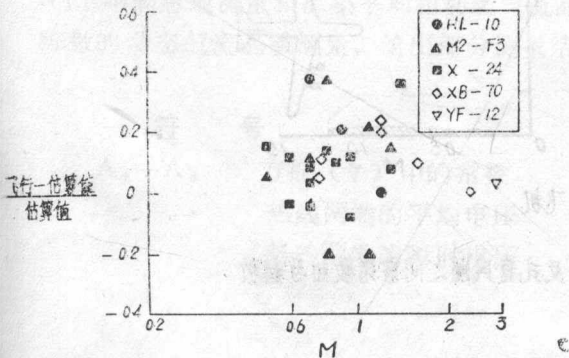


图5 升力体 C_{mg} 飞行试验值与估算值的相关性

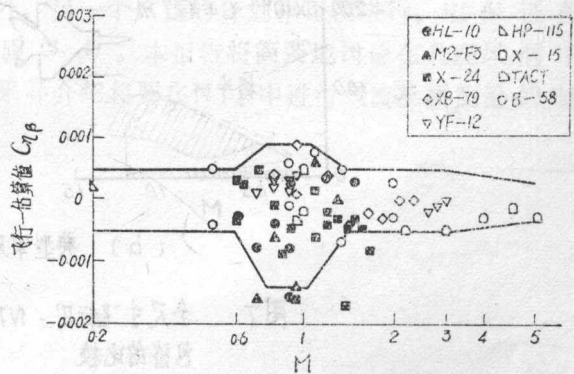
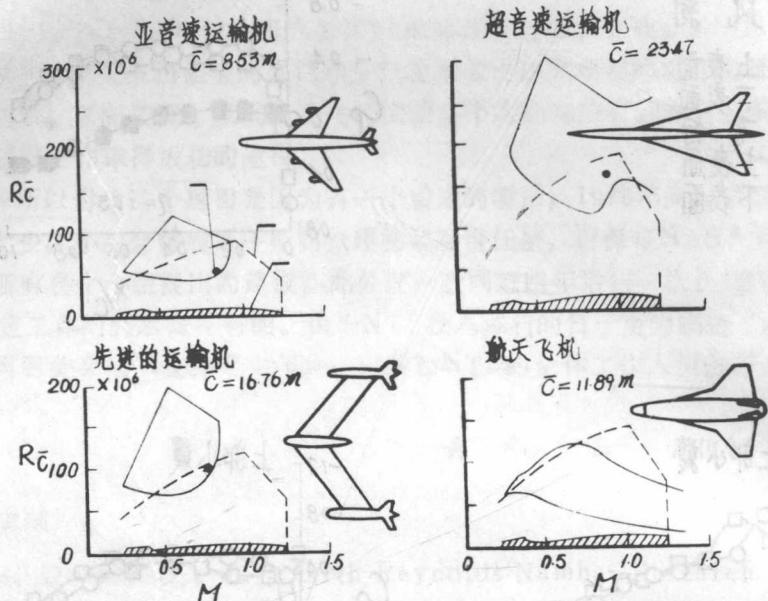
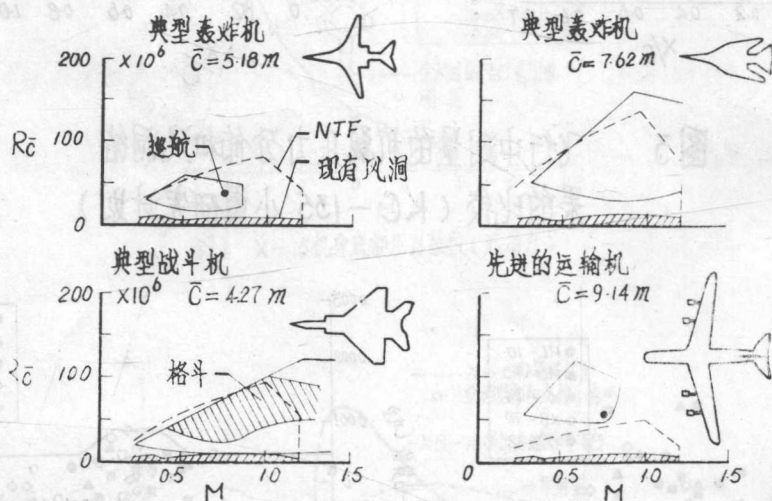


图6 常规飞机 C_{np} 的飞行试验值与估算值的相关性



(a) 典型的民用飞机



(b) 典型军用飞机

图7 全尺寸飞行包, NTF及现有风洞之间雷诺数和马赫数包络的比较

跨音速风洞的气流品质测量及国家 跨音速设备的校测计划

NASA 兰利研究中心

P. Calvin Stainback和Dennis E. Fuller

摘 要

细致地研究了在国家跨音速设备 (NTF) 中如何进行平均气流和动态气流品质的测量。利用以往在跨音速流和低温条件下进行气流品质测量的经验来指导NTF的气流品质测量。看来, 为了保证很好地进行NTF气流品质测量, 将有合适的测试仪器, 而且已经取得了足够的经验。

引 言

由于燃油价格不断上涨, 所以对未来的飞机设计提出了更严格的要求, 即确保燃油经济效益有重大的改善。这又反过来对通常用作估算全尺寸飞机性能的风洞模型实验数据的精确度提出了更高的要求。风洞除了应更加接近地模拟平均气流飞行条件外, 还必须在试验段有足够好的气流品质, 以确保气流中的扰动不致于严重地影响模型的气动特性。

在过去, 好的气流品质几乎完全是指平均气流测量结果好; 而现在, 由于要求风洞实验数据更加精确, 因此, 还要求风洞试验段气流动态品质必须良好⁽¹⁾。也就是, 速度、密度、总温 (或者旋涡、声响和焓值) 脉动必须足够小, 以确保不致于严重影响模型测量结果。

亚一跨音速气动小组, 考虑了上述要求, 制定了一个广泛的计划, 测量和汇集它们的亚音速和跨音速风洞的动态气流品质⁽²⁾。此外, 另一个广泛的计划也正在进行, 以保证在NTF中满意地测量和汇集平均和动态气流品质^(3, 4)。本报告将简要地讨论在几座风洞中所做的动态气流品质测量, 给出部分测量结果并介绍将要在NTF中进行气流品质测量的计划。

符 号

$A_1 - A_8$	方程 (7) 中的常数
E	热线两端的平均电压
e'	热线两端的瞬时电压
$f_{\max}$	最高频率
M_∞	自由流马赫数
p	壁面静压

Rhot 金属丝热电阻

Rcold 金属丝冷电阻

R_{∞} 自由流单位雷诺数

$S_u = \left(\frac{\partial \ln E}{\partial \ln u} \right)_{\rho, T_o, T_w}$ 热线的速度灵敏度

$S_{\rho} = \left(\frac{\partial \ln E}{\partial \ln \rho} \right)_{u, T_o, T_w}$ 热线的密度灵敏度

$S_{T_o} = \left(\frac{\partial \ln E}{\partial \ln T_o} \right)_{u, \rho, T_w}$ 热线的总温灵敏度

T_o 自由流总温

T_w 热线总温

u 自由流速度

ρ 自由流密度

上标

, 瞬时值

~ 均方根值

气流品质概述

一般说来, 平均气流品质测量只是在新风洞建成或在老风洞进行了重大更改导致试验段平均气流改变时才进行。这种测量通常称为风洞校准。包括试验段模型区内的M数分布和气流偏角测量。如果流场不均匀度大于可接受的标准, 则需要在整个风洞回路中进行一些附加的测量, 以确定流场不均匀的原因。这些附加的测量可以在高速扩压段、稳定段、收缩段、驻室、试验段、风扇段中进行; 还可以在冷却器和拐角导流片之间进行。对于某些风洞, 在模型实验区内还要求测量平均总温分布。

在亚音速和跨音速风洞中, 动态气流品质很少作为常规测量进行。这种测量通常只有研究人员在研究某种明显受气流脉动影响的现象时方才进行。确定层流附面层的转换雷诺数, 就是这类研究的一个例子。

气流脉动通常用热线风速仪来测量。但是, 在可压缩的亚、跨和低超音速M数时, 热线两端测得的平均电压是平均速度、密度和总温的函数〔5〕。由于这种复杂性, 在这些马赫数范围内的动态气流品质测量几乎是不实际的。为了计算所要得到的脉动量, 必须对所测结果作一些假设。

平均气流品质测量

由于每座风洞的平均气流品质通常都以风洞校准报告的形式给出了, 故本文对以往的风洞平均气流品质测量不再作讨论, 而本节只介绍在NTF中将要进行的平均气流品质测量。

图1给出了NTF回路简图以及要作平均气流测量的位置。目前的计划是, 除非遇到了严重的气流不均匀问题, 绝大多数平均气流测量是在试验段中进行, 而在风洞回路其它各段

只作很有限数量的平均气流测量。因此,这里只限于讨论试验段的平均气流测量。

试验段壁静压孔的位置示于图2。在试验段上、下壁表面各有76个孔,在左侧壁(顺气流)表面有74个孔。用这些静压孔测得的静压与所测总压一起可算出沿试验段壁上当地M数分布。为了在整个试验段长度范围建立均匀的M数分布,试验段的上、下壁做成可活动的。因为NTF有很宽的雷诺数范围,当雷诺数改变时,为了保证在所有的试验段气流条件下,在整个试验段长度范围内的M数分布均匀,必须置试验段上、下壁于不同的位置。高速扩压段入口处的上、下壁面也是可移动的,确定其移动位置的原则是保证高速扩压段获得最高的效率。

根据壁面静压测量,整个试验段建立起均匀的M数分布后,一个等直径探测管将安放在试验段中(如图3所示)。这个探测管的直径为7.6cm,长10.7m,安装在攻角扇形块上的一个固定装置上。探测管可以安置在试验段中心线上,也可以安置在离试验段中心线半径为0.61米的地方。沿探测管纵向开有300个静压孔。通过静压和总压的测量可算出试验段中心线上的M数分布以及离试验段中心线半径0.61米几个位置的M数分布,以保证在整个试验段长度内的M数分布都是均匀的。在用探测管测试试验段核心流M数分布时,同时将测量试验段壁上的M数分布,并将两者作比较。

采用排管测量整个试验段空间的总压和总温分布(见图4)。排管长1.52m,其上装有20个总压探头和10个总温探头。排管可绕其轴线转动并可前后移动,从而保证可测出整个试验段空间的总压和总温分布。

用方向探头测量整个试验段内的气流偏角。一个可选用的方向探头的几何外形见图5。此探头头部是一个四棱锥,锥面上钻有垂直于表面的静压孔。将用此探头(或类似这种结构的探头)来测量整个试验段内垂直平面以及水平平面的平均气流偏角。

平均气流的测量将在整个NTF工作的M数、总压和总温范围内进行。因为NTF的雷诺数范围很宽,当运转条件变化时,试验段壁、气流再入调节片以及扩压段入口调节片的位置可能要作些调整。从上述讨论可知,已采用各种有效措施来测量NTF不同运转条件下的平均气流,以保证该风洞具有优良的平均气流品质,从而确保模型实验数据有满意的精确度,用这样的实验数据将能成功地指导先进高速飞机的设计。

动态气流品质

近几年来,人们对动态气流扰动(涡旋,声响和焓值脉动)对风洞模型实验结果的影响,以及这些扰动对风洞数据外插到飞行条件的影响又重新感兴趣了(1)。亚一跨音速气动小组正在执行一项计划:测量并汇集他们所管风洞的动态气流品质。此外,一些研究工作正在进行,以保证对这些风洞在整个工作M数、总压和总温范围内进行动态气流品质测量有满意的仪器可用。

例如,在下列风洞中已作了动态气流品质测量:

8英尺跨音速变密度风洞(8'TPT)

低湍流度变密度风洞(LTPT)

4米×7米风洞

0.3米跨音速低温风洞

在兰利 7 英尺 $\times$ 10 英尺风洞和 NTF 中也计划作动态气流品质测量。

NTF 中动态气流品质测量的位置

NTF 中开始的动态气流品质测量以及以后的大多数动态气流品质测量都将在试验段中进行，因为对这个地方的气流品质最感兴趣。但是，如果在试验段中遇到了高于可接受的气流脉动，那么将测量风洞其它位置的动态气流品质，以确定扰源。在试验段中，一个以声响形式出现的大扰动，其主要来源是高速扩压段。因此，正采取措施测量扩压段中的气流脉动。

风洞的其它各段可能产生一般的扰动，这些扰动也能传入试验段，因此也正采取措施测下列各段的动态气流脉动（见图 1）：

1. 稳定段
2. 稳定段中阻尼网的上、下游
3. 冷却器的上、下游
4. 稳定段前的大扩开角扩压器
5. 导流片的两端
6. 风扇段

仪 器

已在跨音速风洞中使用几种不同型式的仪器来测量动态气流品质。这些仪器包括热线风速仪、脉动静压探头、安装与试验段壁齐平的脉动静压传感器以及加速度计。

最近几年，在跨音速流中应用热线风速仪技术又重新引起人们的兴趣^{〔6〕}。但在跨音速，热线感受到的是同时并存的三种脉动：速度、密度和总温（或者涡旋，声响和焓值）脉动。由于这种复杂性以及分离这三种并存脉动的方法不同，因此，对最近实验结果的精确度及其通用性是有争论的。出于这种原因，我们尝试发展一种能满意地用于可压缩亚音速、跨音速和低超音速范围的热线风速仪技术。这种正在研制的热线探头照片示于图 6（此略）。此探头有三根垂直于气流的热线。采用合适的校正方法以及数据处理技术，可有把握地从这种探头的测量结果中，在亚、跨、低超音速范围内，将速度、密度以及温度三种脉动分开。这种探头的概念，校正方法及数据处理技术的简要讨论列在附录中（此略）。

静压探头已用于跨音速流中测量试验段的静压脉动^{〔2〕}。用这些探头所测量的结果与用热线风速仪所测的结果可以媲美。因此，类似这类探头将继续用于动态气流品质测量。可用在低温条件下的传感器现在已经有了，并已设计和加工了能用于这类传感器的探头。

在跨音速风洞试验段壁面上测量脉动静压，相对来说是比较容易的。通常这种测量在一些场合也是满意的。在几座风洞中已经作了这类测量^{〔2〕}，如果情况需要还将继续作这类测量。

动态气流品质测量

在 8 英尺 TPT 风洞中作了大量的气流品质测量，测量结果在参考文献〔2〕、〔7〕、〔8〕中给出。测量的目的是为了指导该风洞进行改进，以适合将来进行层流控制模型实

验(9), 风洞改进完成后, 将再进行测量以确定风洞改进带来的气流品质改善效果。

图7给出了在8英尺TPT风洞中用热线风速仪测量气流品质的例子。测量结果表明, 规格化的速度脉动对M数的变化很敏感, 而对单位Re数的变化的敏感程度稍差。 $M=0.2$ 速度脉动约为0.1%, 而 $M=0.8$, 速度脉动则增大到0.3~0.4%。

图8给出了在8英尺TPT风洞中用脉动静压探头所测得的一些数据。测量结果亦表明, 规格化的脉动压力随M数的变化有很大的变化, 而随单位Re数的变化所引起的变化则不大。 $M=0.2$ 时, 脉动静压仅有0.01%左右, 而 $M=0.9$, 却增至0.60%。

在0.3米低温风洞中只作了一点非常原始的气流品质测量。测量的目的主要在于研制不仅适合于跨音速流中工作而且适合于低温条件下工作的仪器。用照片6所示的三线热线探头测得的数据亦示于图9。这些测量结果表明, 规格化的速度脉动量与规格化的密度脉动量大体相等。在速度70米/秒至200米/秒的变化范围内, 其值约从0.4%增至2.0%。在此速度范围内, 总温脉动约从0.1%增至0.25%。

图10给出了用安装与壁面齐平的脉动压力传感器测得的试验段壁面无因次脉动静压。这些结果亦表明, 随着M数的增加, 脉动静压值明显增加; 而随着单位Re数的变化, 脉动静压变化不甚明显。脉动静压随总温的变化很小(图中未示出)。脉动压力随总温而产生的明显变化已计及在单位Re数中了。

在0.3米低温风洞中用热线测量动态气流品质遇到了不少问题。这些问题是:

1. 热线阻力
2. 风洞控制
3. 液体氮
4. 热线断裂

热线探头在室温有足够大的电阻而在低温其电阻值很小。这就使低温下从热线风速仪流出的电流过大。热线电阻的增加可以通过增加金属丝长度或减小金属丝直径的方法来实现。但是, 这两种方法都将导致金属丝的应力增加, 从而金属丝更易断裂。因此, 必须在金属丝电阻和强度上作些折衷。

在跨音速M数下校准热线探头, 要求风洞能很好地控制速度、密度和总温。在近期的一些实验中, 0.3米跨音速低温风洞的控制只能算中等水平。试验后才发现, 控制风洞液氮流量的一个数字阀不起作用了。此阀门现已修好, 目前该风洞已能精确地控制速度、密度和总温, 使其保持常值。

热线探头所测数据表明, 在低的液氮流率的情况, 试验段内可能有液氮存在。风洞只有四个喷管将液氮喷入风洞回路。这些喷管的尺寸大小必须保证在高M数和总压条件下所需要的高流率液氮流过。而在低压和低M数条件下, 所需的液氮流率是很低的, 在这样的条件下, 四个喷管能否完全使液氮雾化是值得怀疑的。由于液氮未完全雾化, 液氮滴有可能进入试验段。目前控制系统已作了些更改, 可做到在低液氮率条件下, 关闭三个喷管, 从而改善这种条件下液氮的雾化状况。

热线探头开始用于低温风洞实验时, 热线大量地被吹坏。这是由几种因素造成的。在风洞处于稳态条件下, 上面谈到的液氮问题可能是导致热线损坏的主要原因。如果风洞条件变化太快, 液氮在进入试验段前不会完全蒸发。这也导致热线过多地损坏。由于这个原因, 我

们使风洞条件慢慢地改变,这就使热线的损坏率明显下降了。

结 论

从过去在跨音速和低温风洞中进行平均气流和动态气流品质测量所积累的经验来看,可以得出下列两点结论:

1. 在跨音速流和低温风洞中进行平均气流品质测量仍是常规的测量。目前可认为已采取了满意的措施来保证在NTF中进行合适的平均气流品质测量。

2. 即使动态气流品质测量是非常规的,过去的经验已表明,在低温跨音速中,可以对动态气流品质进行满意测量。目前已采取了满意的措施保证在NTF中进行合适的动态气流品质测量。

恽起麟 译 严俊仁 校

参 考 文 献

1. Timme, Adalbert: Effects of Turbulence and Noise in Wind-Tunnel Measurements at Transonic Speeds. AGARD-R-602, 1973, pp. 5-1-5-9.

2. Harvey, W. D.; Stainback, P. C.; and Owen, F. K.: Evaluation of Flow Quality in Two Large NASA Wind Tunnels at Transonic Speeds. NASA TP 1737, 1980.

3. Guarino, J. F.: Instrumentation and Data Acquisition System. NASA CP-2009, 1976, pp. 81-101.

4. Bobbitt, P. J.; and Carter, J. R.: Report of Panel on Theoretical Aerodynamics, NASA CP-2009, 1976, pp. 123-151.

5. Morkovin, M. V.: Fluctuations and Hot-wire Anemometry in Compressible Fluids, AGARDograph 24, 1956.

6. Rose, W. C.; and McDaid, E. P.: Turbulence Measurements in Transonic Flow. Proceedings AIAA 9th Aerodynamic Testing Conference, June 1976, pp. 267-271.

7. Owen, F. K.; Stainback, P. C.; and Harvey, W. D.: Evaluation of Flow Quality Measurements in Two NASA Transonic Wind Tunnels. AIAA Paper 79-1532, 1979.

8. Brooks, J. D.; Stainback, P. C.; and Brooks, C. W., Jr.: Additional Flow Quality Measurements in the Langley Research Center 8-Foot Transonic Pressure Tunnel. A Collection of Technical Papers-AIAA 11th Aerodynamic Testing Conference, March 1980, pp. 138-145 (available as AIAA 80-0434).

9. Pfenniger, W.; and Reed, V. D.: Laminar Flow Research and Experiments. Astronaut. and Aeronaut., Vol 4, No. 7, July 1966, pp.