

飞发一体化设计的关键技术

Key Technology for Aircraft / Engine Integration Design

■ 高为民/中国航发动动力所

随着飞机性能、经济性要求的不断提高，飞机与发动机研制越来越向精细化、综合优化方向发展，采用一体化设计技术预先减小不利干扰，获取最优匹配结果，是现代和未来飞机/发动机工程发展的必然趋势。

自1903年莱特兄弟实现动力飞行以来，发动机一直都是飞机的最重要系统，发动机工作能力的提升是带动飞机飞行速度、高度提升的关键因素。其标志性的成果就是喷气式动力的出现，人类因此实现了超声速飞行。随着工业技术的发展，人们对飞机也提出了更高的要求。例如，对作战类飞机的要求便是更远的作战半径，更强的作战能力和生存能力；对运输类飞机要求更经济、更环保。这些要求促进了航空技术向两个方向的深入发展，一方面是气动、材料、控制等专业研究不断深化，另一方面是综合设计、一体化设计、融合化设计研究不断广化。飞发一体化设计技术就是飞机和发动机的设计师总结各自专业领域的工程实践，经过思考和提炼得出的以全系统最优为目标，以联合建模分析、联合试验验证为手段，理清交联关系和边界条件，兼顾飞机/发动机的各系统、各专业的潜力，实现飞发共同成功的综合优化设计技术。避免出现当“合适的发动机”安装在“合适的飞机”上时，却形成了一个“不合适的系统”的局面。

飞发一体化设计是一个涵盖较广的概念，也是一个专业性、工程性都比较强的课题。本文从指标论证阶段、飞机方案设计阶段、制造/装配/试验/试飞阶段和飞机/发动机及其进排气系统气动一体化设计关键技术等四个方面，提出几项解决方法，供读者参考。

指标论证阶段的飞发一体化设计问题

指标论证是型号发展最早最顶层的设计工作，主要是提出项目的战术技术指标，规划初步总体方案。论证所得出的指标数据表征了飞机、发动机产品的功能基线，是构成产品研制总要求和型号规范的重要组成部分。如果是全新的飞机、发动机项目，其信息量在此阶段是最少的，目标图像的清晰度差，任务需求的现实性和能力指标的可实现性则都要通过细致的理论推导和科学论证得出。如果是改进项目，虽然目标图像的清晰度要好一些，但能力、进度、经费的设定依然需要详细的推导和论证。

对发动机项目来说，技术指标由飞机任务需求来决定，表面上明

确的是推力、耗油率、质量、尺寸、寿命等技术参数，实质上还明确了项目研制周期、成本、技术风险等管理要素，均衡合理的指标设定是项目能够如期完成的基础。其中，指标论证中的建模方法、分析工具和评判标准是飞发一体化设计的关键技术。

正向设计

按正向设计的流程，指标论证的做法是，从需求分析入手，通过理论和工程模型推理得出指标体系和初步总体方案参数。飞机/发动机项目的论证需要建立的分析模型包括：飞机的几何模型、气动特性模型、进/排气系统特性模型、质量模型等；发动机的性能计算模型、循环参数优化模型，轮廓和质量参数模型等。建立对应飞行任务的飞机性能分析，操稳分析、作战效能与生存力分析、费效比分析等程序，形成一体化综合分析系统，通过分析和优化计算得出结果。

对应发动机项目的指标体系包括：工作包线、性能、轮廓限制、质量、寿命、可靠性/维修性指标、成本、研制进度等；相应的飞机推进系统指标体系包括：进气道指标、

发动机安装/维修结构要求、过载要求、燃油要求等。这些参数形成了发动机设计的边界条件，关键点工作特性、循环参数和总体方案参数等，从而可以提出发动机部件及各系统的设计要求。

1979年，美国国家航空航天局(NASA)在发动机计算程序NNEP的基础上开发了发动机安装性能计算程序，该程序集成了19种进气道特性和9种尾喷管特性的风洞试验结果。O.K.尤哥夫，O.П.塞里万诺夫在《飞机与发动机特性匹配》中提出了考虑飞机/发动机匹配的情况下选择飞机及其动力装置的参数、尺寸和工作状态的基本原则和方法。国防科技大学罗世彬、王振国的高超声速飞行器机体发动机一体化及总体多学科优化方法研究，西北工业大学的周红、王占学的变循环发动机特性分析及其与飞机一体化设计研究，南京航空航天大学陈文、汪明生的基于推力矢量的先进概念飞机飞发一体气动研究

等，对建立特定发动机参数分析模型和飞发一体化设计方案有很重要的参考意义。从上述的研究可以看出，发动机融入一体化设计的关键技术主要有高保真的发动机性能仿真技术、准确的发动机循环参数优化模型设计技术、进发排系统匹配模型设计技术等。

目标机比较法

目标机比较法，就是瞄准对手特性提出应对方案，如设计米格-29、苏-27目标是战胜F-15，设计图-160的目标是超过B-1。通过作战效能分析和寻优比较，提出发动机与飞机特定的设计参数，形成相对简化的飞发一体化设计方案。

不可否认，这种比较法对于苏联/俄罗斯和我国的三代机、四代机甚至未来战斗机/发动机的指标论证曾经有很强的指导作用，如强调大推重比、高推力/低阻力、高升力/过失速等，都与比较分析结果有关。

多学科设计优化

近年来，采用多学科设计优化

(MDO)技术进行项目论证阶段的飞发一体化设计越来越多，并取得了较好的效果，它使发动机指标的制订更为均衡。MDO是以整体性能最优为目标，在设计中充分考虑各学科之间的相互影响和耦合效应，力求各学科之间平衡。

有效利用MDO方法的关键是，建立完整的全系统设计结构关系(如图1所示)、设定准确的耦合量传递关系和敏感系数、采用有效的优化程序进行迭代计算。显然，对于飞机/发动机这类复杂系统存在有计算耗时巨大、模型间数据交互复杂等难题。现在的解决方案是开发代理模型技术(也称近似技术)，先做好耦合量的传递关系、敏感系数，在精度允许的条件下，提高优化效率。

飞机方案设计中的飞发一体化设计问题

飞机方案设计本身也是飞发一体化设计工作具体再现，航空工程是一

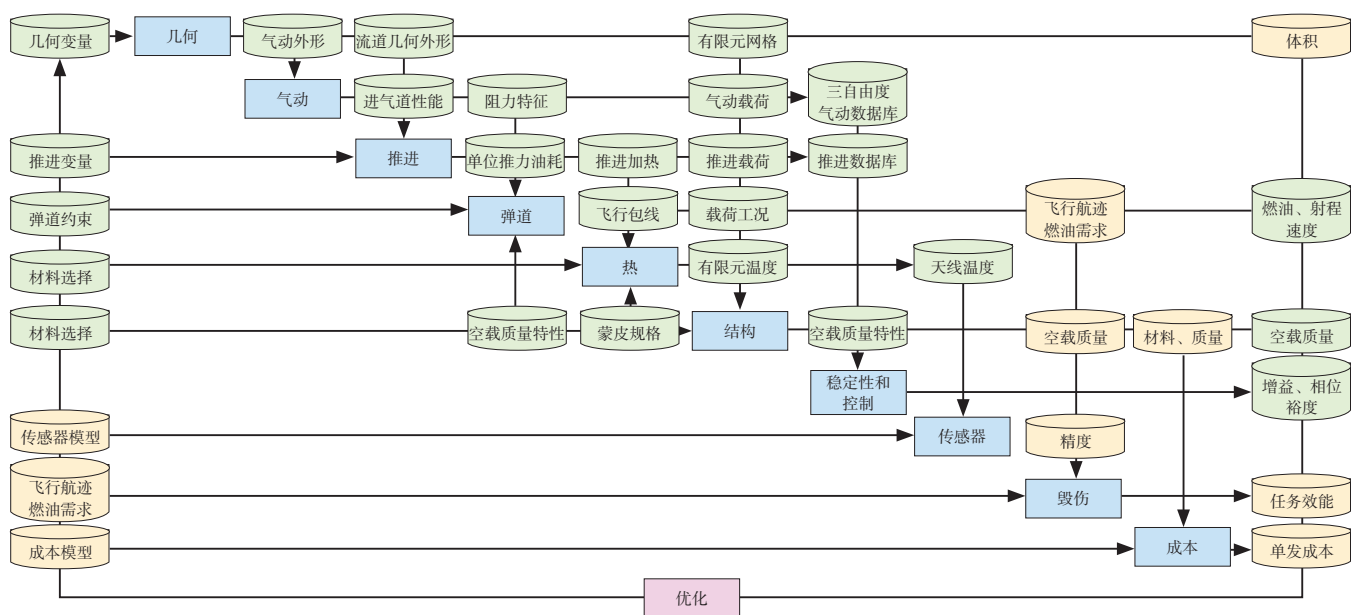


图1 飞行器全系统设计结构框图

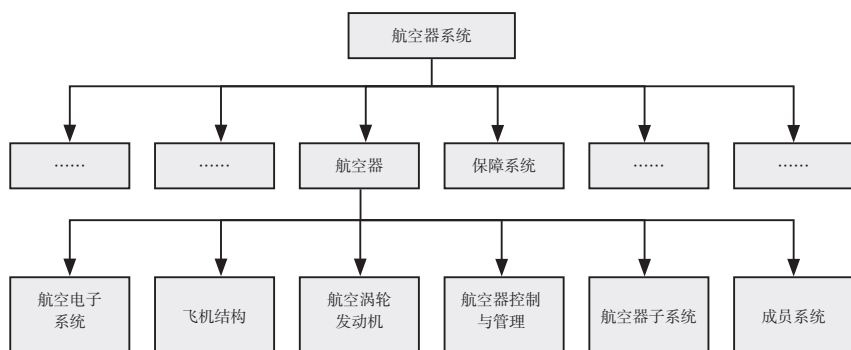


图2 航空器系统各层级关系示意图

项系统工程，各项工作可以看成是按不同的层级展开作业。如图2所示的航空器系统中，航空涡轮发动机与飞机结构、航电、飞控、机电等处于第三个层级，它的上一个层级的航空器也就是我们常说的飞机平台。所谓飞发一体化设计，就是发动机与上层级的飞机与同一层级的飞机结构、系统之间的相互制约和交联设计。

飞机总体方案设计的主要工作

包括：总体布置、气动布局/进排气系统设计、隐身设计与评估、气动载荷预测、飞行性能/操纵性/稳定性评估、质量控制、构型管理等。这当中的每一项工作都与发动机的状态和信息相关。以战斗机为例，发动机的长度约为飞机长度的25%，迎风面积约为飞机最大横截面积的70%，质量约占16%，这些发动机参数是飞机总体方案设计的强约束条件。飞机总体、气动设计必须优先

考虑发动机的安装要求，采用三维仿真技术使目标图像更加清晰，通过精细的布置设计得到最佳的装载空间、质量和性能收益。

飞机的结构与发动机安装要求是密不可分的，尤其是发动机舱结构设计的目标就是满足发动机的传力、装拆、维修、防火等一系列要求。随着计算机辅助设计（CAD）/计算机辅助工程（CAE）技术的迅猛发展，三维电子样机开始替代二维图，成为体现设计、制造结果的主要形式，也使得飞发结构一体化设计从理论口号真正落到工作实处，建立与实物状态一致的飞机、发动机三维电子样机已经成为减少设计反复、提高工作效率的关键。

图3所示为飞机系统（飞控与管理、航空电子、燃油、液压、环控、热管理等）与发动机系统（主要是转动、燃油控制）的交联关系，可以看出，发动机在向飞机提供推力

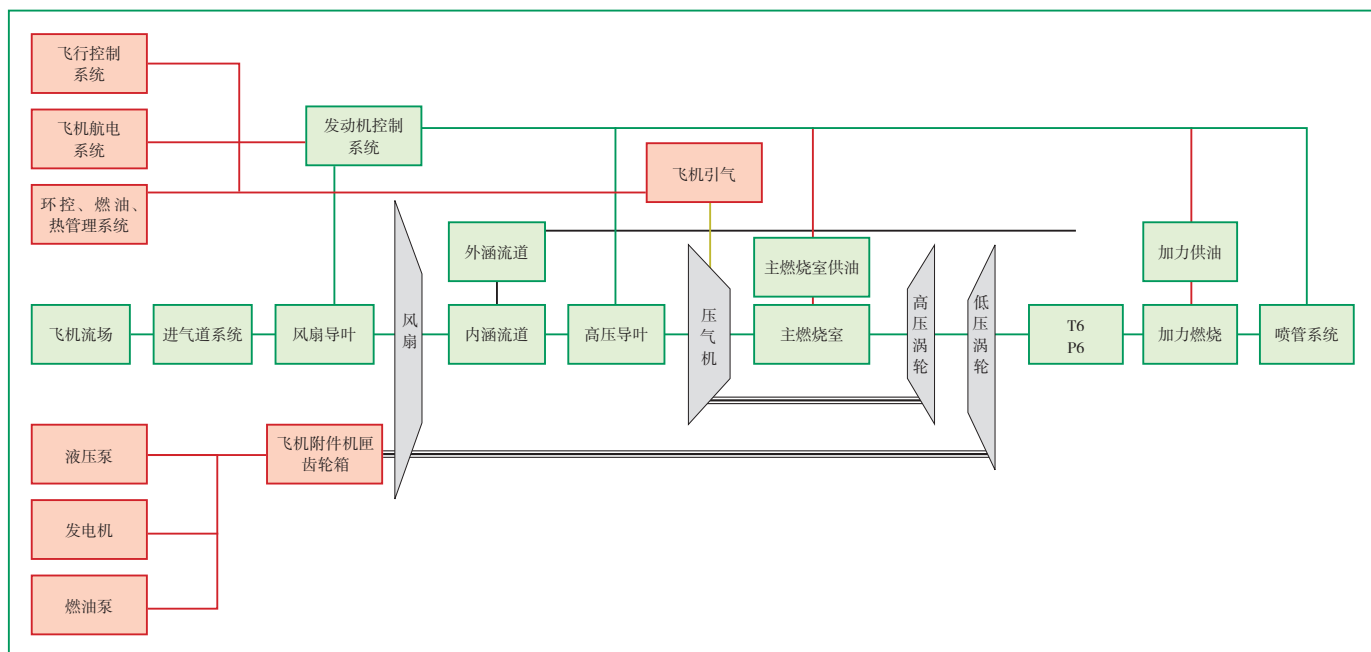


图3 飞机系统与发动机系统交联关系示意图

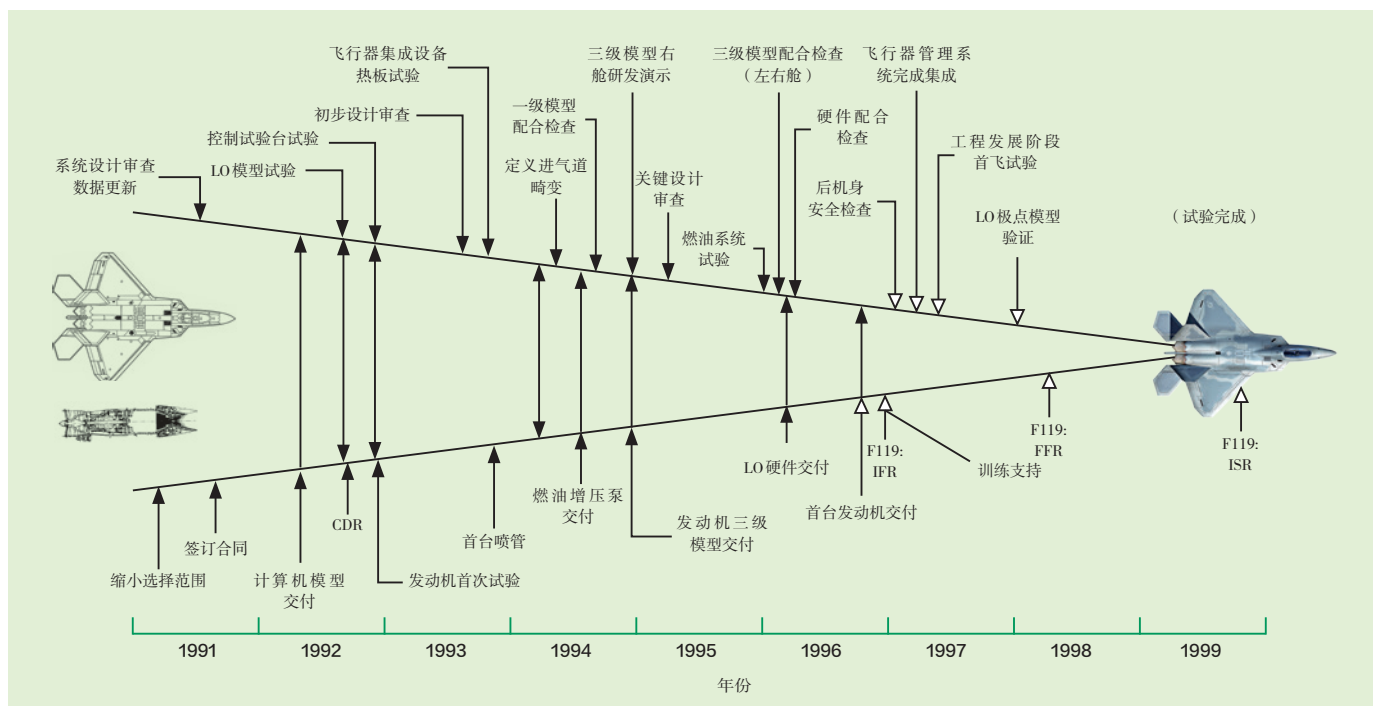


图4 飞机/发动机在研制过程中的技术状态确认与验证

的同时，还为飞机提供液压、电力、环控、热管理等能源。

需要强调的是，飞机功率提取、引气对发动机性能和稳定性的影响：飞机提取的功率来源于发动机的涡轮功，发动机涡轮功的另一个作用是驱动风扇和压气机；在高空、小表速飞行状态，飞机提取功率占发动机总涡轮功的比例会显著增加，对发动机工作稳定性造成不利影响；同样的原理，在发动机高原起动过程中也有类似的情况出现。飞机引气来源于发动机的高压压气机，它会降低发动机的推力，增加油耗。这方面，飞发一体化设计的关键技术有飞机的能源综合管理技术，以及引气、功率提取对发动机性能、稳定性影响综合分析技术。

同样道理，综合热管理的目的是解决飞机的环控系统难题，约束条件是发动机燃油系统的温度限制，

只有做好热环境分析和热能控制才能解决问题。飞发综合控制技术是非常有潜力的一体化设计技术，它综合飞机控制系统、发动机控制系统等的信息和功能，通过寻优规划可实现增推、减耗和降低发动机排气温度等效果。

在制造/装配/试验/试飞阶段的飞发一体化问题

航空发动机与飞机通常是由两个独立公司分别研发的，到飞机总装完成，飞机和发动机就融为一个整体，为了避免到最后阶段才发现匹配设计有错误，在飞机、发动机制造/装配阶段，就要制定飞机、发动机一体的技术状态控制与确认流程、计划，到试验/试飞阶段要制定飞机、发动机一体的集成验证、综合评价标准，以回答技术指标的达标情况。图4所示为全新的飞机、发动机项目从各自研制到综

合成验证的典型过程。

作为有超声速巡航、隐身要求的飞机、发动机，典型的技术状态确认节点交付物和设计工作规划如下：

- 发动机三维数字模型交付，飞机进行安装设计分析；
- 发动机关键设计评审，飞机低可探测性模型试验；
- 生产型发动机首次开车，飞机控制系统试验；
- 定义飞机进气道畸变特性；
- 发动机燃油增压泵交付，飞机一级模型检查；
- 发动机三级模型交付，飞机三级模型右发动机舱演示；
- 发动机低可探测性硬件交付，飞机燃油系统试验、三级模型配合检查、低可探测性极点验证；
- 首飞发动机交付，飞机后机身安全性检查、飞行器管理系统联试、飞行前地面试验、完成低可探测性

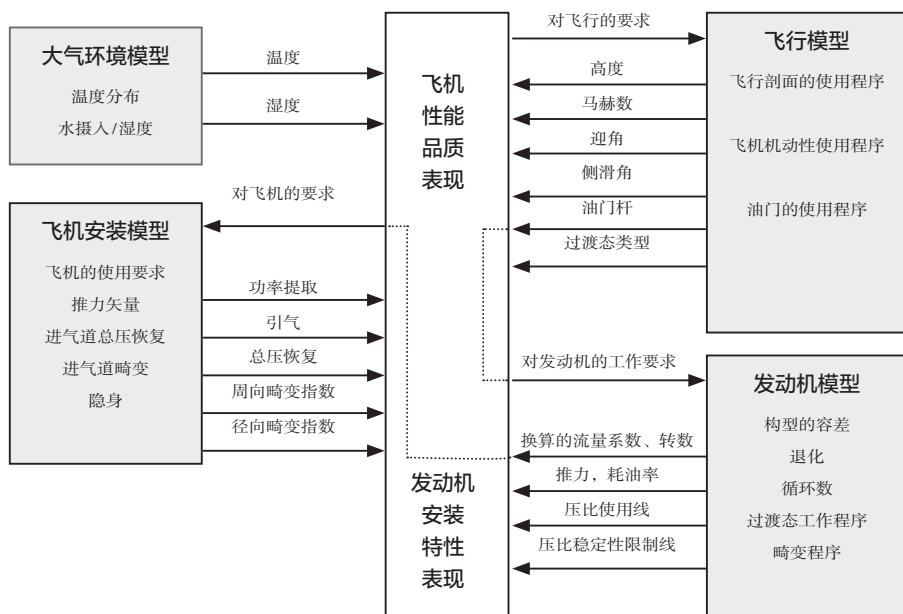


图5 飞机/发动机飞行表现与周边条件的相互关系

极点验证；

- 首飞及飞行验证。

为了把技术状态控制工作做好，飞机/发动机接口信息的标准化设定，飞机/发动机电子样机与实物状态的一致性就必须做好。

飞机/发动机及其进排气系统气动一体化设计关键技术

飞机/发动机及其进排气系统气动一体化设计技术是解决其他飞发一体化设计问题的基础，也是目前技术成熟度比较高的设计技术。在真实环境下，飞机和发动机的特性表现是飞机/发动机（设计、制造、使

用），以及飞行、天气等条件综合作用的结果，如图5所示。发动机除自身工作特性外，还受进气道总压损失、畸变、飞行条件变化影响；同样进气道特性也随发动机流量特性、飞行条件而变化。飞发气动一体化设计要解决的问题是要定量分析和评价出哪些飞机因素会影响发动机的性能和稳定性，哪些发动机因素会影响飞机/进气道的特性。

目前已经收到较好研究效果的，可定量分析飞机进气道对发动机特性影响的研究技术有飞机进气/发动机/排气一体化数值分析技术，以及飞机进气道、发动机台架联合

试验技术。

飞机/发动机及进排气系统的全流场数值仿真，目的是建立流动分析、机理研究、一体化匹配设计工具。它集成飞机外流、进气道内流、发动机流动/循环、尾喷流等流动特性的计算技术，展示包含飞机、发动机流场的气动力学和热力学参数特性。针对发动机设计状态、地面试验状态、试飞状态流动特性的差别，分析进气条件变化对发动机工作情况的影响，提出匹配设计方案，收到了较好的效果。

飞机进气道与发动机地面台架联合试验，目的是比较飞机进气道缩比风洞试验与全尺寸进气道在发动机工作条件下流场测量结果，测量飞机进气道流场对发动机性能的影响，提出改善进气道流场畸变的措施，并实测流动改善结果。虽然试验条件只针对飞机起飞状态，马赫数 (Ma) 为0，试验结论对改进飞机进气道出口流场特性，提升发动机抗畸变能力有很好的指导作用。

结束语

飞发一体化设计是以飞行器全生命周期总体性能最优为设计目标，综合优化飞机与发动机总体设计指标实现共同发展的一门学科，该项技术虽然头绪很多但绝不神秘，它属于面向工程应用的科学技术。在发动机研发项目中，制定均衡的飞机、发动机技术指标，明确的发动机状态参数，客观的匹配性评价标准，是飞发一体化设计的目标，也是引出其关键技术的根源。

航空动力

（高为民，中国航发动力所副总设计师，研究员，主要从事飞发一体化设计研究。）

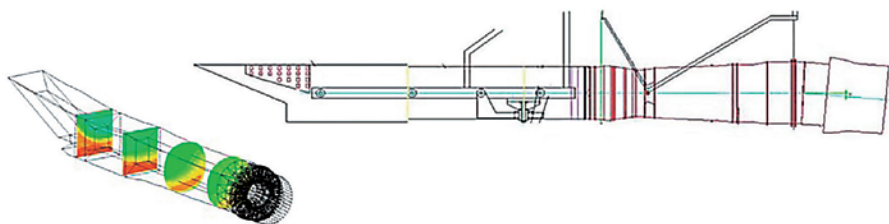


图6 进气道/发动机联合数值计算与联合试验