

中國工程院 院士文集

顾诵芬文集



航空工业出版社

中国工程院院士文集

顾诵芬文集

航空工业出版社

北 京

内 容 提 要

本文集汇集了顾诵芬院士在航空科研,尤其是飞机设计方面的学术专著、型号研制总结、研究报告以及回忆纪念性文章,展示了他人生画面的某些侧面和片段。本文集对了解顾诵芬院士在航空科学技术方面的学术造诣,探究他信仰、理想,道德观、价值观形成的渊源和基础不无裨益。

目前,社会转型与市场经济带来了巨大的物质繁荣和科技进步,相信广大科技人员、高等院校师生等可以从中获得启迪。

图书在版编目(CIP)数据

顾诵芬文集/顾诵芬著. --北京:航空工业出版社, 2016.3

(中国工程院院士文集)

ISBN 978-7-5165-0990-6

I. ①顾… II. ①顾… III. ①航空工程—文集 IV. ①V2-53

中国版本图书馆CIP数据核字(2016)第052878号

顾诵芬文集

Gu Songfen Wenji

航空工业出版社出版发行

(北京市朝阳区北苑2号院 100012)

发行部电话:010-84936597 010-84936343

北京京华虎彩印刷有限公司印刷

全国各地新华书店经售

2016年3月第1版

2016年3月第1次印刷

开本:787×1092 1/16 印张:30 插页:2 字数:713千字

印数:1—1000

定价:150.00元



顾诵芬院士



在操纵系统试验室



歼8Ⅱ飞机首飞成功后，
温俊峰（左一）、顾诵芬
（左二）、王昂（左四）、
管德（左五）与试飞员曲
学仁（左三）留影



顾诵芬院士对歼8系列
飞机的情怀

《中国工程院院士文集》总序

二〇一二年暮秋，中国工程院开始组织并陆续出版《中国工程院院士文集》系列丛书。《中国工程院院士文集》收录了院士的传略、学术论著、中外论文及其目录、讲话文稿与科普作品等。其中，既有早年初涉工程科技领域的学术论文，亦有成为学科领军人物后，学术观点日趋成熟的思想硕果。卷卷《文集》在手，众多院士数十载辛勤耕耘的学术人生跃然纸上，透过严谨的工程科技论文，院士笑谈宏论的生动形象历历在目。

中国工程院是中国工程科学技术界的最高荣誉性、咨询性学术机构，由院士组成，致力于促进工程科学技术事业的发展。作为工程科学技术方面的领军人物，院士们在各自的研究领域具有极高的学术造诣，为我国工程科技事业发展做出了重大的、创造性的成就和贡献。《中国工程院院士文集》既是院士们一生事业成果的凝练，也是他们高尚人格情操的写照。工程院出版史上能够留下这样丰富深刻的一笔，余有荣焉。

我向来以为，为中国工程院院士们组织出版《院士文集》之意义，贵在“真善美”三字。他们脚踏实地，放眼未来，自朴实的工程技术升华至引领学术前沿的至高境界，此谓其“真”；他们热爱祖国，提携后进，具有坚定的理想信念和高尚的人格魅力，此谓其“善”；他们治学严谨，著作等身，求真务实，科学创新，此谓其“美”。《院士文集》集真善美于一体，辩而不华，质而不俚，既有“居高声自远”之澹泊意蕴，又有“大济于苍生”之战略胸怀，斯人斯事，斯情斯志，令人阅后难忘。

读一本文集，犹如阅读一段院士的“攀登”高峰的人生。让我们翻开《中国工程院院士文集》，进入院士们的学术世界。愿后之览者，亦有感于斯文，体味院士们的学术历程。

徐匡迪

二〇一二年

目 录

第一部分 学 术 论 著

摸透 62 式机的气动力工作	(3)
美国 F - 16 战斗机的初步分析	(29)
F - 16 战斗机的性能分析	(30)
YF - 16 战斗机的气动力特性	(40)
YF - 16 战斗机的操稳特性	(49)
设计超声速高性能飞机的一些气动力问题	(55)
歼击机空气动力设计中的一些问题	(73)
空气动力学对飞机研制的支持	(95)
关于航天飞机研制和发展的综述	(99)
下一代军民飞机的气动设计特点	(119)
当代航空航天技术的发展趋势——关于航空航天飞机	(129)
Comments on the Application of Hypersonic Civil Airplanes in China in the 21st Century	(140)
21 世纪用于城市间交通的工具——偏转旋翼飞机	(144)
关于新一代飞机的设计载荷	(153)
立足现有航空武器装备实现“空天一体”的一些想法	(173)

第二部分 型 号 研 制

研制歼 8 飞机的体会	(187)
关于研制轻型歼击机的建议	(197)
歼 8 II 飞机设计师系统工作情况汇报	(215)

与空军林虎副司令员谈话记录	(222)
1986 年 8 月在沈阳 601 所 25 周年所庆大会上的讲话	(225)
《中国大型飞机的发展思路》咨询课题简介	(237)
关于把研制大型运输机列为国家重大专项的建议	(240)
我国战斗机发展研究	(243)
对我国战斗机发展的看法	(256)
关于我国发展大型客机的几点想法	(262)
对飞机设计工作的一些看法	(270)
关于开展军用地效飞行器研究的建议	(277)

第三部分 总结与考察报告

“863-2”专家委员会任期工作总结	(295)
任期工作总结补充	(298)
参加第三届国际空天飞机会议及在美顺访活动情况汇报	(301)
中俄专家技术交流总结	(310)
为引进发动机推力转向技术赴俄罗斯的考察报告	(317)

第四部分 忆 师 友

师友教诲杂忆	(329)
教书育人 万世师表——敬贺杨彭基先生执教 50 周年	(332)
忆新中国飞机设计事业的奠基人——徐舜寿同志	(334)
追思我国航空冶金事业的先驱——刘多朴同志	(338)
忆马凤山同志	(341)
回忆志千同志	(343)
追思徐昌裕同志	(347)
追思老领导陈少中副部长	(351)
回忆段子俊副部长	(354)
缅怀恩师季文美教授	(357)

第五部分 序言与后记

《俄罗斯专家咨询记录汇编》前言	(361)
《顾廷龙年谱》后记	(362)
《俄罗斯防空系统航空兵的科学技术发展——武器系统的昨天、 今天和明天》序	(364)
《超声速飞机空气动力学和飞行力学》初版序言及出版说明	(366)

《一路前行——飞机设计专家李明》序.....	(369)
《情志蓝天——记航空气动专家、中国科学院院士李天》序.....	(371)
《“凤”舞蓝天——记中国工程院院士杨凤田》序	(373)
《中国飞机气动弹性专业的奠基人管德》序.....	(374)
《新中国航空科技工业开拓者叶正大将军回忆录》序.....	(378)
我所认识的荣总——《航空冶金 特种铸造一代宗师荣科》序	(383)

第六部分 综 合

把理想写在祖国蓝天	(389)
重读《科研十四条》有感	(393)
追思往事 感念前贤——纪念上海私立合众图书馆创办 70 周年	(395)
美国 NASA 未来民机发展计划研究介绍 (PPT)	(401)
航空向空天一体迈进 (PPT)	(434)
我所经历的新中国航空工业发展历程	(450)
浅谈我国科技专家的道德风范	(460)
编后语	(467)

第一部分

学 术 论 著

摸透 62 式机的气动力工作^①

- 提要 (4)
- 一、概述 (4)
 - 1. 飞机设计中的气动力工作 (4)
 - 2. 过去从事设计工作中所遇到的问题 (5)
 - 3. 摸透 62 式机的目标和做法 (7)
- 二、摸透 62 式机气动力工作的进展情况 (8)
 - 1. 飞机的飞行性能 (8)
 - 2. 飞机的安定操纵特性 (13)
 - 3. 飞机的气动力载荷 (19)
 - 4. 飞机的进气道特性 (22)
- 结束语 (25)
- 参考文献 (27)
- 参考资料 (28)

^① 此文见国防部第六研究院（简称六院，即现在的中国航空研究院）编 1963 年技术报告会报告选编之二。为尊重原稿的历史性，文中有少量不符合现行国家标准的地方的未作修改。

提要

本文介绍摸透 62 式机中的空气动力工作的目的要求、进展情况、存在的问题和计划安排。为了便于说明问题,首先介绍了摸透工作开始时的技术条件、气动力研究室的专业内容和工作程序;叙述了过去自行设计中所遇到的关键问题以及根据这些条件确定的摸透工作的目标。其次,按专业分述 62 式机的特点、摸透工作的进展情况、存在的问题和下一步的做法。最后提出了改善目前摸透工作的建议。

一、概述

我们摸透 62 式机的气动力工作,是遵照院的科研工作“通过仿制走向自行设计”的方针进行的。为了保证 62 式机的仿制,必须理解 62 式机的气动力特点和设计原则,同时要通过以 62 式机为原准来摸透飞机气动力设计的依据和方法,逐步形成和完善气动力设计计算方法,建立控制指标和技术规范。通过这些具体工作,同时也培养我们的设计力量,做好自行设计工作的准备。

为了便于说明气动力的摸透工作,首先介绍一下飞机设计中的气动力工作和过去从事设计中遇到的问题,再说明摸透 62 式机的目标和做法,以后再介绍 62 式机气动力摸透工作的进展情况。

1. 飞机设计中的气动力工作

飞机设计中的气动力工作,主要是根据战术技术要求,确定飞机的空气动力布局,保证所设计飞机的飞行安全并达到预期的性能。

气动力设计有 5 个专业:

(1) 飞机性能。其任务在于用计算和试验方法确定飞机的飞行性能,即最大平飞速度、爬升时间和升限、航程和续航时间、起飞着陆性能,以及各种特技性能。根据性能计算结果,提出外形布置方案,并且提出对发动机特性的要求,使设计满足战术技术要求。

(2) 飞机安定操纵性。其任务在于用计算和试验方法确定飞机的原始气动力数据,即飞机在运动中,所受的升力、阻力、侧力和俯仰、滚转、偏航力矩的变化。按原始气动力数据和规范要求,检查飞机的安定操纵品质。根据检查结果提出水平尾翼、垂直尾翼、副翼、方向舵等保证操纵安定的各部件的设计参数,并提出操纵系统(包括助力器)设计的要求,保证设计的飞机的机动性能和飞行安全。

(3) 飞机空气动力载荷。其任务在于根据强度规范,利用计算和试验方法,确定飞机各部件在飞行中所受的最严重的气动力载荷及其分布情况,作为结构设计的原始依据。确定的载荷应该是既保证安全,又不使结构强度过剩。

(4) 飞机进气道。其任务在于用计算和试验方法确定飞机的进气道内外形参数;调节方案和调节系统的要求,以保证装在飞机上的发动机能发挥其最大的功率,并且保证稳定工作。

(5) 飞机气动弹性 (另有专题材料, 此处从略)。

此外, 为了保证这些专业的工作开展, 还应有专门的模型试验组, 负责设计各专业进行试验所需的试验用模型, 并参加相应的试验工作。

飞机设计中各个阶段的空气动力工作各有其重点, 各专业的工作也各有侧重。在设计开始拟定战术技术要求和做草图设计时, 必须用简单而且较准确的方法, 按照规范的基本要求, 确定飞机外形参数, 如机翼、尾翼、各操纵面的尺寸和几何参数, 以及相对位置安排, 这样算是得到设计的第一步近似。按此方案进行风洞试验取得原始数据, 再检查是否符合规范和战术技术要求。如不符合, 则需修改方案, 再做计算和试验, 直到满足要求为止。这样才完成了草图设计任务。根据已经肯定的设计方案进入初步设计, 这时必须给出气动力载荷数据、刚度要求和操纵系统设计的要求, 这些数据的来源也需要按一定的规范并经过一定的试验才能确定。在结构设计过程中, 也必然会对原方案提出局部的修改。同时通过结构设计也取得更确切的重量、惯矩等数据。这时候也应该在已有的风洞试验结果的基础上, 按照规范全面地核算飞机的气动力特性。发现不能符合预期要求时再做修改, 直至完全符合要求为止。这样才能进入详细设计和试制生产。到此气动力室的工作并没有完成, 因为所有以上的工作, 还是基于计算和模型试验结果得到的, 还不能完全肯定真实飞机的特性。这就必须进行飞行试验。通过真实飞机的飞行试验, 再来检查飞机是否符合预计要求。如果不满足, 还需要修改飞机, 再次进行试验, 直到完全达到预期要求、肯定了飞机的真实气动力特性为止。这就是飞机设计中气动力室的全盘工作。

2. 过去从事设计工作中所遇到的问题

摸透 62 式机最终还是为走向自行设计, 要在较短时间内取得摸透的效果, 所以我们的是针对着过去从事设计工作中所遇到的问题来做的。

设计部门的工作按理来说, 就是正确地应用研究部门的成果, 构成最好的工程设计。应用研究成果是设计部门的业务。但是我国的情况不同, 当前还没有强大的研究部门作后盾, 没有自己的研究成果, 因此在设计工作中, 一切都要从头开始, 这就是我们设计工作中的困难, 也构成了在我国条件下, 飞机设计必须经过艰苦的道路。过去虽然也设计过像 107、113 等超声速歼击机, 但是都未投入生产。不仅设计工作没有得到严格的考验, 而且整个设计程序也没有走完。

根据以往的经历, 我们感到设计中最困难的是下面 4 个问题。

(1) 原始气动力数据的计算。在开始选择方案时, 必须先估计出飞机的原始气动力数据, 以拟订较合理的方案, 也就是用第一次近似计算来进行草图设计。

飞机空气动力问题, 虽然在理论上解决了, 但是准确的定量还有很大困难。因为数学工具的限制, 在处理实际空气动力问题时, 不可能把所有的因素都考虑进去, 所以计算就有一定的限制。例如, 确定翼面气动力, 在低速时常用的升力面理论, 只能解决在机翼上没有分离的条件。在过去用的剖面较厚、展弦比较大的机翼, 这种条件在小迎角时是满足的。因此可以较准确地估计小迎角时的翼面气动力特性。而现在的高速飞机采用了薄而展弦比小的机翼, 往往在迎角不到 4° 时就出现分离现象, 这样显然就减少了升力面理论的作用。所以纯粹的理论就很难算准飞机的原始气动力数据。

计算除了不准以外，我们现在还缺少系统、完整的计算方法。现用的计算依据，主要是靠全国公开的理论资料。例如在计算机翼的侧滑导数时，我们同时要用英国、美国以及德国的资料。这样花费时间多，而且也很难保证方法的严密和准确。

计算虽然有其固有的缺陷，但在设计时，第一次近似值还必须用计算取得。如果第一次近似值差得很远，则可能引起设计方案全部推翻，以致拖延设计周期，所以我们还是需要可靠的计算方法。需要有计算低速飞机时的如苏联中央空气流体动力学研究院的《设计员指南》和英国皇家航空学会的“活页数据集”等类型的资料。这些方法不仅有理论根据而且是经过试验验证的，所以在过去设计低速飞机甚至可以完全凭计算而不经风洞试验。没有可靠的计算方法，是我们从事设计的第一个问题。

(2) 风洞试验结果的应用。取得原始气动力数据用计算方法具有不可避免的缺陷，特别是对现代超声速飞机的设计，而且有些数据也无法用计算方法确定，如放减速板后的气动力特性等。所以在外国设计飞机时，主要依靠模型的风洞试验。模型风洞试验的好处在于可以大部分模仿气流流过飞机的实际流动情况，可以模拟很多计算所不能考虑的条件，如流动的有分离、飞机各部分的干扰等。但是风洞的流场和实际飞行到底不一样：首先是黏性影响，由于风洞尺寸小，模型试验的雷诺数不可能和真飞机一样；其次风洞是有限制的流场，而空中飞行是无限的，还有模型也难以做到和飞机完全相像。因此风洞试验结果必须经过修正才能用于真实飞机设计上。这就必须详细地了解风洞的流场，以及有关风洞试验结果和真实飞行试验结果比较的经验，而这两方面正是我们缺少的。我国能用于设计试验的风洞尺寸都很小。低速风洞的模型试验雷诺数不到 1.5×10^6 （而外国设计飞机时低速试验雷诺数要求至少 6×10^6 以上），高速风洞试验雷诺数也仅 2×10^6 （而外国资料介绍跨声速试验雷诺数至少 5×10^6 ），因此黏性影响的严重程度就更大了。并且对风洞本身的特性都没有准确确定，不仅流场没有精确的校测结果，而且有些测量设备也没有经过严格校准。例如，北京大学的低速风洞由于确定试验段风速的空速管没有经过校正，测得的风速比实际试验的风速小，以致测得的模型气动力系数都偏大，几年以来一直如此，直到1962年做62式机的试验时才解决了这个问题。总之，对于国内现有风洞的试验结果是否能用于设计，如何进行修正换算，是我们自行设计飞机时所必须解决的问题。此外，风洞测量设备也还不能满足要求，例如，确定飞机横侧力和力矩的天平，至今还没有一个可以满足应用的。已有的高速风洞的纵向天平也只能测量飞机在迎角不到 6° 时的气动力，而飞机的跨声速严重情况往往出现在 10° 以上的迎角。这就是我们设计上的另一个问题。

(3) 规范的应用。空气动力设计中所用的规范主要有两部分：一部分是强度规范，规定了飞机的最严重的设计情况，以及在此情况下飞机所受的气动力载荷及其分布；另一部分为飞机的安定操纵性的设计要求，规定了飞机静安定和动安定的指标，飞机各个操纵面的效率以及做各种动作时操纵力和位移的要求。

规范的制定主要来自经验的积累，特别是安定操纵性的设计要求大部分来自飞行员的意见。因此规范的制定必须根据大量的飞行经验。航空先进的国家都有自己的规范，这些规范大概20世纪30年代就已经开始相当完善了，以后每年或隔一年修订一次，以适应新设计的需要。由于规范是根据过去的经验经过理论处理而推测的对将要

设计的飞机的要求，所以在设计新飞机时往往会遇到不能满足规范的问题，这些个别问题可以向制定规范的部门商议解决。

我们没有自己的规范，现在仅搜集了一些外国旧而且不全的资料。其中最新的英国规范，也是1956年出版的，实际内容也只适用于跨声速飞机，很多压缩性的影响都用 $\sqrt{1-Ma^2}$ 修正。特别在关键问题上都注上一个“保留”字样，没有内容。我们也搜集到一些不完整的苏联规范资料，如“飞机设计的一般技术要求”等，但其内容也仅适用于低超声速的飞机，所以过去设计超声速飞机时就遇到很大的困难。至于自己修正规范，则因为没有足够的飞行试验资料积累，还将是以后逐步考虑的工作。没有规范就等于没有设计的准则，这是第三个问题。

(4) 缺少真实超声速飞机参考。飞机设计中最重要的问题在于能定数量。设计产品的数量概念不是比大小的理论数字，而是工程设计有实现的可能，而又需与正常的产品相适应的数量。一般航空先进国家的飞机发展都是循序渐进的。新飞机的设计都是在前一个型别的飞机基础上发展的，如苏联的米格-15、米格-17到米格-19有好些部分的气动力设计是沿用的。即使不是改型，也一定要有专门的试验飞机积累资料。如美国的真正部队使用的超声速歼击机F-100是1953年才突破声速，而试验机XS-1早在1947年就突破了声速，因此在设计超声速歼击机时已经具备了超声速飞机的感性知识。

我们的情况则不同，在自行设计超声速 $Ma \geq 2$ 的飞机时，还没有见过真正的超声速飞机。当时虽然已经有了米格-19飞机，但这还是跨声速飞机，其数据不能完全供超声速飞机设计的参考。即使这样，过去设计中得出的数据已经常要和米格-19做比较，相差过大时又不敢相信米格-19的数据，也不敢相信自己计算的可靠。例如，过去设计副翼的铰链力矩常常上 $2000\text{kgf}^{\text{①}} \cdot \text{m}$ ，而米格-19只有 $140\text{kgf} \cdot \text{m}$ 之多，相差超10倍。结构设计很困难，而我们也没有实例验证，结果形成悬案。总之，缺乏真实超声速飞机的感性知识，是我们设计中的第四个问题。

当然除了以上问题之外，在分析飞机运动和进气道设计方法等问题上，也都没有成文的方法，也有一定的问题。

以上这些就摸透来说，也就是摸透中需要攻破和解决的问题，并且也反映了在摸透工作中的某些条件。

3. 摸透62式机的目标和做法

建院以来确定以摸透62式机，通过仿制走向自行设计的方针，我们是衷心的拥护。利用成熟的超声速歼击机的经验来设计自己的超声速歼击机，不仅可以缩短时间、节省经费，而且更有把握。

我们的做法是以62式机作为我们自己的设计方案，用我们的方法进行计算原始气动力数据；同时也做了62式机的模型进行风洞试验，用国内风洞取得原始气动力数据。所有这些数据都与苏联资料做比较。这样就可以找出设计方法，弄清我们的疑难。

我们直接用苏联资料所给的原始气动力数据，用我们的方法，按苏联的规范，校核飞机特性，研究规范的适用和可靠程度。

① $1\text{kgf} = 9.807\text{N}$ 。

62 式机苏联资料并不是很齐全的，而且有些数据的来源和适用条件也都不很清楚。所以在摸透中发生的疑难还准备通过飞行试验来澄清。

总之，有了这样真正的超声速飞机，对于我们自行设计提供了很大的便利。我们通过对它的反设计可以探索出超声速飞机气动力布局基本参数的确定原则，逐步建立起我们自己的设计计算方法，掌握国内的风洞试验技术和风洞试验数据的应用，摸索到适用于 $Ma \geq 2$ 一级的超声速歼击机的规范和设计要求，掌握高速飞机的飞行试验技术，以便将来自行设计以 62 式机为原准而且又优于它的超声速歼击机。

二、摸透 62 式机气动力工作的进展情况

因为气动力的专业较多，而且每项专业工作的进展情况和存在的问题也各不相同，为此按性能、安定操纵特性、气动力载荷、进气道 4 个专业分类叙述如下。

1. 飞机的飞行性能

(1) 62 式机飞行性能特点

62 式机是飞行速度可达 2 倍声速的超声速歼击机。飞机的正常起飞重量 G 是 7400kg，机翼面积 S 是 $23m^2$ ，装有地面静推力 P_0 为 5750kgf 的 815 双转子涡轮喷气发动机。飞机所以能获得这样先进的性能，主要采用了薄而展弦比小的三角机翼，细长的机身和较小的迎风面积，因此获得了较小的最小阻力。与米格 - 19 相比，其特点如表 1 所示。

表 1 62 式机的特点

型 别		米格 - 19	62 式机
机翼	展弦比 λ	3.24	2.22
	翼型相对厚度 $\bar{c}$	8.24%	4.2% ~ 5%
	后掠角 $X_{1/4}$	55°	$49^\circ 12'$
机身	细长比 λ_ϕ	7.2	9.9
	最大横截面积与机翼面积比 S_m/S	6.6%	5.2%

其最小阻力系数 C_x 也显然比米格 - 19 小（见图 1）。

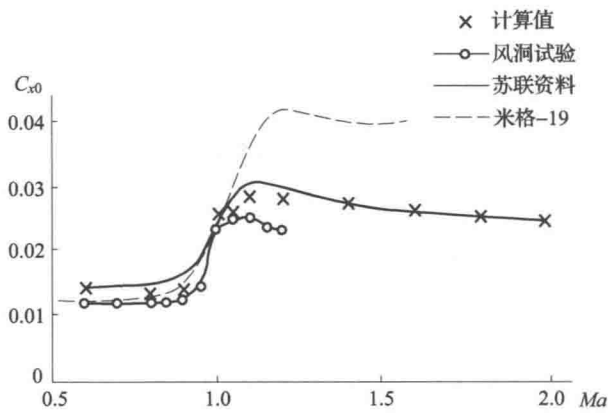


图 1 62 式机的最小阻力系数