

实验室近年来的代表性成果

一、高焓气体流动与实验模拟技术研究

研究类型	应用基础研究
完成单位 署名排序	中国科学院力学研究所
本室参加的 固定人员名单	俞鸿儒、姜宗林、赵伟、林建民、谷笳华、孙英英、刘云峰、王春、李进平、吴松等
是否保密	否

1、成果简介

空天科技领域空间飞行器的研制要求开展0~10km/s飞行速度，20~100km飞行高度条件下的地面实验模拟研究。这个飞行空域可以划分为：临近空间高段（飞行速度6~10km/s、飞行高度60~100km），临近空间中段（飞行速度4~6km/s，飞行高度40~60km）和临近空间低段（飞行速度1.5~3km/s、飞行高度20~40km）。研制不同类型的高超声速风洞实现空间飞行器全速域飞行走廊的覆盖是开展空天飞行器研究的必要条件。实验室已经自主研发的氢氧爆轰驱动高焓激波风洞（JF10）能够模拟临近空间中段的飞行条件，是具有国际先进水平的高超声速试验装备。2007年中国力学学会50周年大会上，实验室的爆轰驱动激波风洞技术被评价为中国力学事业十年间的五项重大成就之一。

在这种研究积累的基础上，根据我国发展空间科技的重大战略需求，实验室五年来又成功地发展了两种激波风洞技术，解决了临近空间低段和临近空间高段飞行条件的实验模拟技术问题，覆盖了空天飞行器的飞行走廊，支撑了国家先进气动装备的研制。并应用JF10高焓激波风洞开展了系列的高焓气体流动实验，取得了一些基础性的创新研究成果，支撑了国家重要国防项目的研究需求。

2、主要成果和创新点

（1）爆轰驱动长实验时间激波风洞技术：为了解决临近空间低段的实验模拟技术问题，根据激波扩张后衰减的物理机制，俞鸿儒院士提出采用反向爆轰驱动技术，通过“小”爆轰管驱动“大”激波管的方法，实现入射激波扩张衰减，以获得适当强度入射激波的激波风洞设计思想。在解决了激波风洞运行最佳界面缝合条件，扰动波的弱化吸收，激波/边界层控制等关键技术后，建造了一座26米长的激波风洞。马赫数7飞行条件下，风洞性能实验获得了气流总温2600K、有效试验时间长达14ms的实验结果，成功地验证了长实验时间激波风洞主要关键技术。

（2）爆轰驱动激波膨胀管技术：为了解决临近空间高段的实验模拟技术问题，取得更高总温和流速的实验气流，实验室提出应用正向爆轰驱动技术和激波非定常膨胀加速原理，提出了爆轰驱动激波膨胀管技术。实验室利用激波反射型FDC正向爆轰驱动器，增设了膨胀加速段和高真空系统，在解决了激波管和膨胀加速段的压力匹配问题后，成功地研制了18米长的爆轰驱动高焓激波膨胀管(JF16)。JF16性能实验研究结果表明：应用爆轰驱动激波膨胀管技术能够获得气流速度超过

8500m/s、总焓高达35MJ/kg，实验时间长达50~100 μ s的超高速试验气流。这种激波风洞技术具有模拟马赫数20~30、总温7000~11000 K的高温流动能力。

(3) 高焓化学反应流动规律研究：应用高温气体流动实验平台，实验室开展了系列的高温气体流动规律实验。关于气动力研究，通过不同解离度气体在同样条件下的对比试验，获得了真实气体效应对飞行器俯仰力矩的影响规律，对飞行姿态控制能产生重要影响。关于气动热流的研究，通过飞行器表面催化对高温气体流动气动热影响的实验，揭示了飞行器的不同催化表面对气动热流的影响高达30%，这为先进气动热防护系统的设计提供重要依据。关于大气再入物理研究：获得了关于飞行器再入大气层光电特性的实验结果，为国防预研项目提供了重要数据。关于先进减阻防热技术的研究，提出了激波重构式无烧蚀减阻防热新技术。新技术使得飞行器头部的峰值压力降低66%、最大热流降低70%、并且在有攻角飞行时同样有效果。

3、成果应用情况

(1) 应用爆轰驱动长实验时间激波风洞技术，实验室2008年承担了研制能够“复现”高超声速飞行条件激波风洞的国家重大创新装备的研制项目。该激波风洞长265m、喷管直径2.5m、流动速度1.5~3km/s，总温1000K~3000K。是目前国际上尺度最大、性能水平最高的高超声速激波风洞。风洞的研制成功，既能够解决国家中长期规划重大专项0901工程高端气动实验的瓶颈问题，由能为开展纯净空气超燃、大尺度飞行器模型、飞行器一体化、气动光学等基础性学科问题实验研究奠定基础。该激波风洞已经成功安装，目前已经进入了调试与运行阶段。

(2) 由于激波重构式无烧蚀减阻防热新技术开拓了临近空间飞行器热防护系统研制的新思路，具有重要的工程应用价值。该项技术的进一步研究获得2009年基金委《近空间飞行器的关键基础科学问题》重大研究计划的重点基金支持。

4、重要引用或评价

(1) 实验室研制成功的两种爆轰驱动激波风洞技术是激波风洞技术集成化研究的成果，使我国先进高焓流动模拟技术能够满足空间飞行器全速域的实验需求，支撑了国家高超声速先进气动装备的研制。相关成果并入选AIAA美国航天杂志2008年度综述报告，是唯一一项关于先进高超声速实验技术的研究成果。

(2) 获得的飞行器再入大气层光电特性实验结果为国防预研项目提供了重要数据，扭转了我国战略弹头突防研究没有关键数据的困难局面，获得了十·五国防重大预研项目和国防973项目首席科学家的高度评价。

(3) 激波重构式无烧蚀减阻防热新技术开拓了临近空间飞行器热防护系统研制的新思路，是由实验室首先提出的创新性成果，获得了两项国家发明专利授权

(4) 相关研究成果应邀作三次国际会议特邀报告。2008年第六届明斯克国际传热与传质论坛(VI Minsk International Heat and Mass Transfer Forum, May 19-23, 2008)姜宗林研究员获得会议的杰出学术贡献奖。

5、成果清单：

序号	成果类型	成果名称	完成人	刊物、出版社或授权单位名称	年、卷、期、页或专利号
1	特邀报告	Heat Transfer Problems Induced by Multi-Shocks Interaction (Invited Paper)	Jiang ZL, Li JP	2 nd ISCM and 12 th EPMESC	Nov.30-Dec.3, 2009, Hong Kong, Macau
2	特邀报告	Research Progress on Hypersonic Flow in LHD CAS	Jiang ZL	6th Minsk International Heat and Mass Transfer Forum	May.19-23, 2008, Ukraine
3	特邀报告	Research Progress on High-Enthalpy and Hypersonic Flows	Jiang ZL, Yu HR, Lin ZB	5th International Conference on Fluid Mechanics	Aug. 15-19, 2007, ShanghaiChina
4	论文	Experimental demonstration of a new concept of drag reduction and thermal protection for hypersonic vehicles	Jiang ZL, Liu YF, Han GL, et al	Acta Mechanica Sinica	2009, 25(3):417-419
5	论文	Numerical study of the oscillations induced by shock/shock interaction in hypersonic double-wedge flows	Hu ZM, Myong RS, Wang C et al	Shock Waves	2008, 18(1): 41-51
6	论文	Advances in detonation driving techniques for a shock tube/tunnel	Yu HR, Chen H, Zhao W	Shock Waves	2006, 15:399 - 405
6	论文	Performance Study on Detonation-driven Expansion Tube	Jiang ZL, Gao YL, Zhao W	16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference	AIAA-2009-7237 Oct.19-22, 2009, Germany.
7	论文	中国科学院高温气体动力学重点实验室研究进展	姜宗林	力学进展	2010, 40(2): 234-236
8	论文	高超声速吸气发动机燃气模拟装置	陈宏, 李斌, 李进平等	空气动力学学报	2009, 27(增刊):34-39
9	论文	超高速高焓流动研究进展	姜宗林, 赵伟, 孙英英等	空气动力学学报	2009, 27(增刊):13-20
10	论文	激波/边界层相互作用诱导的激波风洞气体污染问题	李进平, 冯珩, 姜宗林	力学学报	2008, 40(3):289-296
11	论文	爆轰驱动高焓激波膨胀管性能研究	高云亮, 赵伟, 姜宗林	力学学报	2008, 40(4):473-478
12	论文	不同热化学非平衡模型对高超声速喷管流场影响的数值分析	曾明, 冯海涛, 林贞彬等	空气动力学学报	2006, 24(3)
13	论文	高超声速钝锥流场红外辐射实验研究	林贞彬, 黄德, 杭建等	力学学报	2006, 38(4): 446-451
14	发明专利	一种高超声速飞行器无烧蚀自适应防热和减阻系统	姜宗林, 韩桂来, 李岐	国家知识产权局	ZL 2006101696839
15	发明专利	一种高超声速飞行器逆向脉冲爆炸防热和减阻方法	姜宗林, 韩桂来, 刘云峰	国家知识产权局	ZL 2006101696843

二、超声速燃烧与超燃冲压发动机关键技术研究

研究类型	应用基础研究
完成单位 署名排序	中国科学院力学研究所
本室参加的 固定人员名单	张新宇、陈立红、范学军、余西龙、岳连捷、仲峰泉、顾洪斌、陈强、肖雅彬、李飞、王晶、万田、骆肇敏、宋迪华等
是否保密	是

1、成果简介

2、主要成果和创新点

通过多年的研究积累和近五年的不懈努力，我们在超声速燃烧机理、提高超燃冲压发动机推力性能技术以及发动机主动冷却设计方法等方面取得了重要进展和创新性成果。

3、成果应用情况

4、重要引用或评价

张新宇、陈立红、范学军等本成果的主要完成人获2006年度国防科技二等奖。主要成员入选新世纪百千万人才工程（国家级人选）（2006年），获得国家杰出青年基金（2006年）。

5、成果清单

序号	成果类型	成果名称	完成人	刊物、出版社或授权单位名称	年、卷、期、页或专利号
1	奖项	超燃冲压发动机关键技术及相关机理基础研究（国防科技二等奖）	张新宇、俞刚、陈立红、范学军等	国防科工委	2006年12月
2	论文	Spatial resolved temperature measurement based on absorption spectroscopy using a single tunable diode laser	Yu XL, Li F, Chen LH, Zhang XY	Acta Mechanica Sinica	2010.1007/s10409-009-0296-9
3	论文	Catalytic Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene under Supercritical Conditions	Fan, XJ, Zhong FQ, Yu G, et al	Journal of Propulsion and Power	2009,25 (6)
4	论文	Experimental study of multi-hole cooling for integrally-woven, ceramic matrix composite walls for gas turbine applications	Zhong FQ, Brown GL	International Journal of Heat and Mass Transfer	2009, 52(3-4):971-985
5	论文	Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions	Zhong FQ, Fan XJ, Yu G, et al	Journal of Thermophysics and Heat Transfer	2009, 23(3):543-550
6	论文	Thermal cracking of aviation kerosene for scramjet applications	Zhong FQ, Fan XJ, Yu G, et al	Science in China Series E-Technological Sciences	2009, 52(9):2644-2652
7	论文	Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions	Zhong FQ, Fan XJ, Yu G et al	43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit	AIAA paper 2008-4615, Hartford, CT, Jul.21-23, 2008

8	论文	Investigation on a Truncated Streamline-Traced Busemann Inlet	Xiao YB, Yue LJ, Gong P et al	15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference	AIAA 2008-2634, Apr.28-May.1, 2008, Dayton, Ohio
9	论文	Investigation of Model Scramjet Performance	Chen LH, Gu HB, Xiao YB et al	ISABE-2007-1133	2007
10	论文	Research on Three Dimensional Compression Scramjet inlet	Yue LJ, Xiao YB, Gong P et al	ISABE-2007-1246	2007
11	论文	Experimental Investigation of Cavity-based Scramjet Model	Gu HB, Chen LH, Chang XY	14th AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference	AIAA-2006-7917, Nov.6-9, 2006, Canberra, Australia
12	论文	Research on Three-Dimensional Scramjet Inlet	Yue LJ, Chen LH, Xiao YB	14th AIAA/AHI International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference	AIAA-2006-8141, 6-9 November 2006, Canberra, Australia
12	发明专利	超临界态航空煤油流量测量方法	范学军, 俞刚, 卢锡年等	国家知识产权局	ZL200510070870.7
14	发明专利	用于超声速燃烧试验台的煤油加热系统	卢锡年, 范学军, 李英等	国家知识产权局	ZL200510068036.4
15	发明专利	一种超声速流场中有源声波检测方法	范学军	国家知识产权局	ZL200510069277.0

三、稀薄气体流动的动理学研究

研究类型	基础研究
完成单位 署名排序	中国科学院力学研究所
本室参加的 固定人员名单	樊菁、孙泉华、舒勇华、刘宏立、蒋建政、张俊等
是否保密	否

1、成果简介

高温高速稀薄气体流动偏离平衡态分布，导致连续介质理论失效，基于传统气体动力学的研究成果不再适用，动理学分析至关重要。特别是各国争相发展的临近空间飞行器将长时间在稀薄大气中高机动飞行，飞行器的气动力和气动热如果分析不当，将不可能按预定航线飞行，甚至有可能象哥伦比亚号航天飞机因防热瓦的问题而机毁人亡。稀薄气体流动分析必须求解Boltzmann方程，但是该方程极其复杂并难以求解，造成稀薄气体流动研究的困难。

实验室看准从微观上模拟大量分子运动是稀薄气体流动研究的突破口，在采用统计模拟的DSMC方法基础上，提出了信息保存（IP）方法、大网格DSMC方法，并发展成为大网格IP方法，使得粒子

模拟方法的计算效率得到几个数量级的提高。在此基础上，通过移植大规模的并程序，一方面对飞行器在稀薄流动区域作了大速度范围、宽飞行高度的三维气动分析，得到了诸如平板在全流域和全速域的阻力特性。另一方面，研究稀薄流动的多物理效应，包括稀薄气体效应、可压缩效应和粘性效应，分析气体流体中的间断现象和流动稳定性机理，为流体力学的发展增加了内涵。

实验室在稀薄气体流动研究特别是计算方法方面的研究引起了各国研究者的高度关注。自2004年以来至少有五本专著介绍IP方法（2006年以来两本），部分计算结果已经成为其它计算方法的参考标准。俄罗斯科学院西伯利亚分院理论与应用力学研究所主动与实验室签订合作协议。实验室还发起了国际非平衡流研讨会，自2007年以来已在大陆和港澳成功举办了三届，第四届将于2010年12月在孟加拉国举行。

2、主要成果和创新点

(1) 实验室在原有的DSMC研究积累和原创的信息保存（IP）法的基础上，提出了IP方法的理论和大网格的DSMC方法，极大地促进了粒子模拟方法的发展。IP方法在成功解决粒子模拟等温流动的统计涨落难题后，遇到了进一步发展的瓶颈。通过改变原有认识，成功地运用Boltzmann方程和Maxwell的输运方程建立了IP信息的输运方程，并对方程中的统计项建立了计算模型，统一了目前所有的IP格式，成功解决了IP方法的理论问题。IP方法已能模拟弱激波和热迁移等困难问题。相关成果正在整理中。实验室还提出了大网格DSMC方法：通过计算DSMC模拟过程中的瞬时宏观流场，在粒子碰撞时引入流场的梯度信息，成功地降低了DSMC模拟对计算网格大小的限制。对于三维模拟，新发展的DSMC方法可以采用比原有要求大10倍的网格获得同样精度的结果，计算效率可以增加1000倍。

(2) 由于计算和实验条件的限制，国际上对于飞行器稀薄气体流动研究主要集中在高速飞行器再入过程中的气动性能。实验室根据我国对近空间飞行器的发展规划和具有的计算能力，首次同时对多个飞行器外形、近空间高段范围（70-100km）、宽速度范围（马赫数5-25）的稀薄气体流动作了大量的计算和分析。突破了以前只对具体飞行器个别飞行条件进行分析的传统，发展到了飞行器稀薄流动规律研究和优化分析的阶段。

(3) 运用动理学研究手段揭示了部分流动的微观机理。实验室运用DSMC和IP方法分析了激波等物理结构和Rayleigh-Bénard对流的微观机理。捕捉激波和接触间断是计算流体力学的关键。但是计算流体力学将激波和接触间断作为跳跃间断是流体在无粘情况下的近似，缺乏动理学的支持。动理学研究表明，激波具有稳定的结构，在连续流领域可以将激波近似为跳跃间断；而接触间断随时间扩散，不具有稳定性，不能将接触间断处理为定常的跳跃间断。研究结果对发展动理学的计算方法有实际意义。而Rayleigh-Bénard对流是非线性系统研究的一个标准模型。通过动理学研究，发现RB对流从热传导到对流的转变过程中存在Nu数的潜伏阶段。进一步对流动中的流场时空关联的研究，发现流场密度波动的空间关联与Rayleigh-Bénard对流出现对流图像结构有密切联系。这些微观层次上的研究对流动的稳定性认识将起重要作用。

3、重要的引用和评价

(1) 国际著名的Boltzmann方程研究专家Carlo Cercignani在他最近的两本专著中，都把IP方法计算

获得的微尺度流动研究结果作为其它方法比较的依据。这两本专著为：Slow rarefied flows: theory and application of micro-electro-mechanical systems, ISBN 0387221972, 2006 和 Advances in multiphysics simulation and experimental testing of MEMS, ISBN 0387221972, 2008。

(2) 在美国Lawrence Livermore国家实验室和Georgia Institute of Technology的后续研究工作中，指出“The information preserving DSMC (IP-DSMC), originally proposed by Fan and Shen... To date, the flux splitting IP-DSMC technique appears to be the most accurate and generally applicable of the IP-DSMC techniques.” (Masters ND, Ye WJ. Octant flux splitting information preservation DSMC method for thermally driven flows. Journal of Computational Physics. 2007, 226: 2044-2062)。

(3) 新世纪百千万人才工程 (国家级人选) (2007)，国际计算流体力学专业委员会成员 (2007年起)、国际稀薄气体大会国际咨询委员会委员 (2008年起)，AIAA国际空天飞机和高超声速系统及技术会议主席团成员 (2009年起)。

4、成果清单

序号	成果类型	成果名称	完成人	刊物、出版社或授权单位名称	年、卷、期、页或专利号
1	特邀报告	Kinetic studies of gas flows	Fan J., Sun Q.	ISCM II and EPMESC XII	2009, Nov. 30 - Dec. 3, Hong Kong and Macau
2	大会报告	Vapor particle transport in electron beam physical vapor deposition	Fan J	9th Asia-Pacific Conference on Plasma Science and Technology and 21st Symposium on Plasma for Materials	2008, Oct. 8-11, Huangshan, China
3	论文	高超声速高温气体效应判据	樊菁	力学学报	2010, 42(4): 591 - 596
4	论文	Calculation of Hugoniot properties for shocked nitromethane based on the improved Tsien' s EOS	Zhao B, Cui J, Fan J	Acta Mechanica Sinica	2010,20: 365 - 370
5	论文	高超声速巡航飞行性能的优化分析	樊菁	科学通报	2010, 55,: 1987 - 1992
6	论文	Gas flow in micro channels - experimental, computational and kinetic theoretical investigations	Shen C	Micro and Nanosystems	2009, 1(3): 226 - 233
7	论文	Monte Carlo simulation of thermal fluctuation below the onset of Rayleigh-Benard convection	Zhang J, Fan J	Physical Review E	2009, 79(5): 056302
8	论文	Improved sampling techniques for the direct simulation Monte Carlo method.	Sun Q, Fan J, Boyd ID	Computers & Fluids	2008, 38(2): 475 - 479
9	论文	Thickness and component distributions of yttrium-titanium alloy films in electron-beam physical vapor deposition	Li S, Shu Y, Fan J	Science in China Series E-Technological Sciences	2008, 51(9): 1470 - 1482
10	论文	热对流的动理论分析	张俊,樊菁	科学通报	2008, 53: 2176-2180
11	论文	Kinetic estimate of measured data of microchannel gas flows	Fan J, Xie C, Jiang JZ	Acta Mechanica Sinica	2007,23:145-148

12	论文	MEMS 稀薄气体内部流动模拟中的信息保存(IP)法	沈青	力学进展	2006,36(1):142-150
12	发明专利	多源蒸发物理气相沉积系统	樊菁,舒勇华,刘宏立	国家知识产权局	ZL 2006100018814
14	发明专利	一种快速提高真空室真空度的方法	舒勇华,樊菁,李帅辉	国家知识产权局	ZL 2006100009891
15	发明专利	一种建立在流场理论基础上的制备多组分薄膜的方法	樊菁	国家知识产权局	ZL 2006100082789

四、气动构型理论与优化设计方法

研究类型	应用基础研究
完成单位 署名排序	中国科学院力学研究所
本室参加的 固定人员名单	杨国伟、王发民、崔凯、陈春刚、郭迪龙、雷麦芳、杨焱等
是否保密	否

1、成果简介

以吸气式发动机为动力的高超声速飞行器飞行时，其激波和摩擦阻力急剧增加，进而引发飞行器的升阻比屏障、升阻比-热防护矛盾、阻力-容积率矛盾等一系列新问题。对于高超声速飞行器设计而言，既要保证飞行器的高性能，又要保证发动机的正常工作，因此必须采用一体化气动构型优化设计，是高超声速技术的关键问题之一。

实验室应用发展的乘波体设计方法、CFD计算技术、基于CFD的优化设计方法，并集成了自主提出的和目前常用湍流模型、网格分区方法、并行计算载荷平衡处理技术，发展了针对复杂气动外形的优化设计与流动分析的计算平台，成功地应用于高超声速飞行器、大飞机、高速列车的气动外形设计与研究，获得了重要研究成果。

2、主要成果和创新点

(1) 在计算格式方面，将已有的高精度紧致格式(FC)与模拟激波间断流动的TVD格式、ENO格式、WENO格式结合，构造了无自由参数的3种高精度格式，提高了高速流动中连续和间断共存复杂流场技术模拟的准确性。其中包括二阶FC-TVD，三阶FC-ENO、FC-WENO格式、五阶FC-ENO、FC-WENO格式。另外，使用多矩方法，构建了一类具有局地重构特性的高精度数值格式。

(2) 基于Metis网格分区方法，发展了混合网格的分区算法，保证载荷平衡，提出了一种网格块之间的分层MPI通信方式，能提高通信效率和减少通信拥堵。集成自主提出和目前常用的计算格式、湍流模型，建立了基于混合网格的CFD计算平台，该平台适合于复杂工程流场模拟，且并行计算效

率达到90%。

(3) 针对气动布局优化反复调用CFD软件计算气动性能，计算量难以承受的问题，发展了基于二次多项式和人工神经网络模型的CFD响应面模型，同时将同伦函数引入全局遗传优化算法。优化过程中，调用CFD响应面模型替代CFD直接计算，使基于CFD的复杂工程优化设计成为可能。

(4) 提出了一种基于背景四面体网格变形的混合网格变形方法，解决了混合网格的变形困难和计算效率低下的问题。进一步发展了流体/结构耦合隐式时间推进方法、流体/结构数据转换方法，开发了基于混合网格的大规模并行计算的流/固耦合分析软件，为我国飞行器非线性流/固干扰研究提供的研究手段。

(5) 通过自主开发CFD软件、流固耦合分析软件、CFD替代模型及优化算法的集成，建立了气动构型优化设计平台。

3、成果应用情况

(1) 基于高超声速气动构型设计理论和优化方法，实验室分别针对乘波体外形和高超声速一体化构型开展研究，设计出了目前发表文献中升阻比最高的乘波体外形，风洞试验数据表明，其最大升阻比达5.93。在此基础上与发动机相结合，设计了高超声速飞行器一体化优化构型。相关技术申报国家发明专利两项，申请号200910085441.5和200910077354.5。研究进展为高超声速飞行器设计提供了支撑数据

(2) 针对我国新一代高速列车设计性能指标要求，开展了新头型气动阻力、升力计算研究，为新一代高速列车研制提供了设计支撑数据。线路实车试验表明：新一代高速列车380A，时速350公里运行总阻力减少了6.1%，噪声下降了7%，尾车升力降低了51.7%、侧向力降低6.1%。完成了基于CRH3的新一代高速列车局部减阻定型设计，气动阻力减少8.67%，本项研究主要成员作为项目负责人承担了国家科技支撑计划项目“高速列车空气动力学优化设计及评估技术”，作为首席科学家成功申请了973项目“时速500公里条件下的高速列车关键力学问题研究”。

(3) 完成了某无人机静气动弹性性能优化设计、现役和正在研制的多个军用飞机型号的气动弹性研究任务、ARJ21民用飞机颤振边界预测，正在承担大飞机C919型架外形反设计研究和0901工程高超声速飞行器的热气动弹性研究。已将飞行器流固耦合分析平台在多家航空研究所推广应用。

4、重要引用或评价

(1) 计算方法研究进展的相关论文发表在Journal of Computational Physics (2006, Vol.216, p.114-137)，入选JCP2006度TOP25 Hottest Article, 排名第3位。

(2) 新一代高速列车380A，时速350公里运行总阻力减少了6.1%；CRH3高速列车局部减阻定型设计，气动阻力减少8.67%。实验室在气动构型理论与优化设计方面的贡献得到了铁道部应用单位的高度评价。

(3) 项目主要成员被聘为“中国高速列车自主创新联合行动计划”总体专家组成员(2008年)，入选新世纪百千万人才工程国家级人选(2009年)，评为中国科学院先进生产者(2010年)，作为首席科学家申请到973项目(2010年)。

5、成果清单

序号	成果类型	成果名称	完成人	刊物、出版社或授权单位名称	年、卷、期、页或专利号
1	论文	Shape Optimization for Hypersonic Arc-wing Missiles	Cui K, Yang GW	Journal of Spacecraft Rockets	2010, 47(4): 694-700
2	论文	Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration	Wang FM, Ding HH, Lei MF	Science in China E: Technological Sciences	2009, 52(10):2903-2910
3	论文	Response Surface Technique for Static Aeroelastic Optimization on a High-Aspect-Ratio Wing	Yang GW, Chen DW, Cui K	Journal of Aircrafts	2009, 46(4): 1444-1450
4	论文	Euler Solution using Adaptive Cartesian Grid with a Gridless Boundary Treatment	Xiang L, Yang GW	Acta Mechanica Sinica Acta	2009, 25(3): 187-196
5	论文	Hybrid finite compact WENO schemes for shock calculation, International,	Shen YQ, Yang GW	International Journal for Numerical Methods in Fluids	2007, 53(4): 531-560
6	论文	The effect of conical flowfields on the performance of waveriders at Mach 6	Cui K, Yang GW	Chinese Science Bulletin	2007, 52(1): 57-64
7	论文	Waverider configurations derived from general conical flowfields	Cui K, Zhao DX, Yang GW	Acta Mechanica Sinica	2007, 23: 247-255
8	论文	High-resolution finite compact difference schemes for hypersonic conservation laws	Shen YQ, Yang GW, Gao Z	Journal of Computational Physics	2006, 216(1): 114-137
9	论文	Transonic aeroelastic numerical simulation in aeronautical engineering	Yang G	International Journal of Computational Fluid Dynamics,	2006, 20(5): 339-347
10	论文	Numerical simulation and experimental investigation about internal and external flows	Wang T, Yang GW, Huang GJ, et al	International Journal of Computational Fluid Dynamics	2006, 20(5): 315-322
11	论文	基于CFD分析的弧形翼导弹气动外形优化	崔凯,杨国伟	中国科学(G辑:物理学 力学天文学)	2009,39(6):865-873
12	论文	CFD结合降阶模型预测阵风响应	杨国伟,王济康	力学学报	2008,40(2):145-153
13	论文	三角翼受迫俯仰滚转耦合运动的气动特性研究	郭迪龙,杨国伟,康宏琳等	空气动力学报	2007,25(1):65-69
14	软件登记	基于任意锥体流场的乘波体设计软件V1.0	崔凯	国家版权局	2009SR07444
15	软件登记	非线性反设计和参数识别工具箱软件NIP V1.0	崔凯	国家版权局	2010SR041456

五、规则胞格爆轰起爆与传播的统一框架理论

研究类型	基础研究
完成单位 署名排序	中国科学院力学研究所

本室参加的 固定人员名单	姜宗林、赵伟、王春、刘云峰、滕宏辉、李进平、韩桂来等
是否保密	否

1、成果简介

强激波及其诱导的气体解离和燃烧进程与宏观高速流动的强耦合构成了高温气体动力学学科的基础，是高焓高超声速流动需要研究的核心问题。热效率极高的爆轰现象是一种强激波诱导的化学反应过程，对于发展先进的高超声速推进有着非常重要的应用价值。爆轰是一种具有三维多波结构和明显胞格特征的复杂物理现象。近百年的大量研究对于爆轰现象从不同角度、应用不同方法、作出了不同的描述，各自在不同程度上反应了现实爆轰波的某些特性，缺乏对爆轰现象的统一把握。所以提炼出关键物理机制、基本物理过程和关键状态，构造爆轰波的基础性框架理论，统一解释已经发展的爆轰理论是具有重要意义的基础性研究工作。

五年来，实验室开展了系列的爆轰物理研究和探索，提出了规则胞格爆轰起爆与传播的统一框架理论。该理论构架由一个关键物理机制（非线性波与化学反应相互作用机制Interaction of Wave Propagation and Chemical Reactions, IWPCR），两个基本物理过程（热点与化学反应带加速）和三个关键物理状态（临界起爆状态、临界传播状态、临界胞格尺度）组成。应用构架理论能够成功地统一解释目前由实验、计算和理论分析获得研究结果依据的物理机制，对于爆轰理论研究探索具有指示性意义。

2、主要成果和创新点

（1）通过激波/障碍物相互作用诱导的热点起爆和激波会聚诱导热点起爆研究，详细解析了热点起爆过程，描述了非线性波与化学反应在具有温度梯度环境条件下的相互作用机制（IWPCR），论证了临界起爆状态的存在性，提出了采用热点作为统一框架理论的一个基本物理过程。