新型超紧凑双级离心一体化压气机概念设计技术研究

黄生勤*，谢宁军，安志强，查小晖

中国航发湖南动力机械研究所 中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室，湖南 株洲 412002

摘　要：在常规双级离心压气机的基础上，提出了双级离心一体化压气机设计概念，可在不增加叶轮出口切线速度的前提下，用单个一体化离心叶轮实现双级离心压气机的增压比。对某原型双级离心压气机开展离心压气机一体化设计结果表明，重量（质量）可减少 19%，设计点除效率略有降低之外，堵点流量与喘点压比与原型基本一致，同时缩短了转子系统 27% 的轴向长度，可显著改善转子动力特性，降低制造成本，具有较好的工程应用前景。

关键词：双级离心压气机；一体化离心叶轮；超紧凑；概念设计

中图分类号：V231.3　　**文献标识码**：A　　DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2018.12.067

由于具有结构紧凑、压比高和稳定工作范围广等优点，离心压气机在中小型航空发动机上得到了广泛的应用[1~3]。从 20 世纪 80 年代末开始，由于离心压气机在性能水平上有了很大的进步，尤其是高压比、超跨声速离心压气机设计技术的突破，使大流量双级离心压气机研制成为可能，再加上其在零部件数量、结构简易与紧凑性以及环境适应能力方面的优势，新研制的 2~5kg/s 流量级、1000kW 级涡轮轴发动机的压缩系统多采用双级离心压气机结构形式，如 T800-LHT-800、MTR390 等[4~6]。

从双级离心压气机的研制发展趋势来看，压气机向着更高的压比、效率、可靠性方向发展[7]。由于双级离心压气机总压比受到单级离心压气机增压能力的限制，而传统的单级离心压气机如果压比过高，就需要更高的叶轮出口切线速度，进而带来严重的强度问题，直接影响离心叶轮的寿命，而高的强度又需要更强更轻质的材料，往往新材料的发展又远远落后于技术进步的需要，因此，如何在现有工业基础上实现更高增压比，是叶轮机械领域必须面对的现实问题。

在某双级离心压气机的基础上，进行超紧凑双级离心一体化压气机概念设计研究，目标是在不增加叶轮出口切线速度的前提条件下，用单个一体化离心叶轮达到双级离心压气机的增压比。基于某原型双级离心压气机开展了新型一体化离心压气机的概念设计研究，并从气动性能预估、结构强度设计和离心叶轮出口泄漏流控制等关键技术点对设计方案进行了分析。

1 概念设计

1.1 设计原理

常规的双级离心压气机流道布局如图 1 (a) 所示，沿气流方向依次为第一级离心叶轮、第 1 级径向扩压器、回流器、第二级离心叶轮、第二级径向扩压器和轴向扩压器。将常规双级离心压气机进行一体化设计，可通过单级轮盘实现双级离心压气机两个轮盘的增压功能，如图 1 (b) 所示，从轮盘的 A 面进气，然后经回流器进入轮盘的 B 面，流入第二级径向扩压器。这样的工作方式，在保证外廓尺寸不变的情况下，不仅在双级离心压气机的基础上大幅度减少零件数量，而且将双级轮盘变成单级轮盘，极大地缩短发动机的轴向尺寸，对于减少航空发动机转子动力学问题、降低重量、提高可

收稿日期：2018-09-05；　退修日期：2018-10-15；　录用日期：2018-10-29

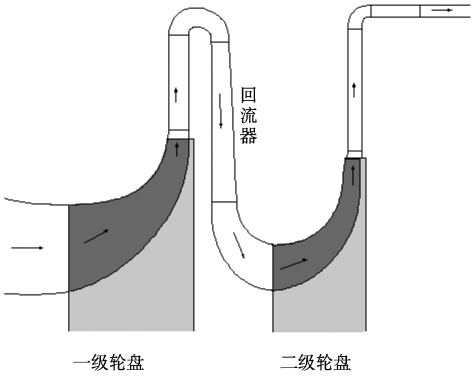
基金项目：航空科学基金（2015ZB08004）

* 通信作者 . Tel.：0731-28593552　E-mail：haigxj@qq.com

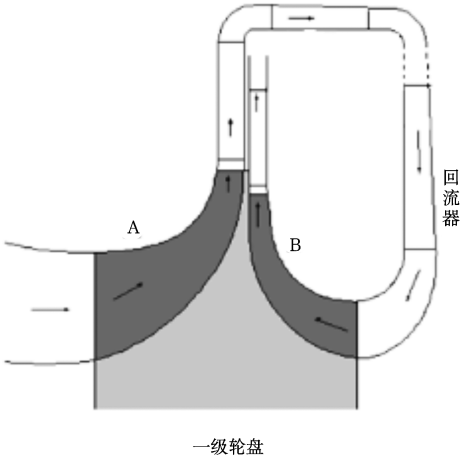
引用格式：Huang Shengqin, Xie Ningjun, An Zhiqiang, et al. Conceptual design of a new super-compact two-stage centrifugal[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (12)：67-72. 黄生勤，谢宁军，安志强，等 . 新型超紧凑双级离心一体化压气机概念设计技术研究 [J]. 航空科学技术，2018, 29 (12)：67-72.

靠性，具有十分重要的意义。

在设计原理上，由于本质上仍然是离心压气机，因此仍采用传统的离心压气机设计方法，重点在于结构布局以及双面轮盘的防泄漏设计。



(a) 原型常规双级离心压气机



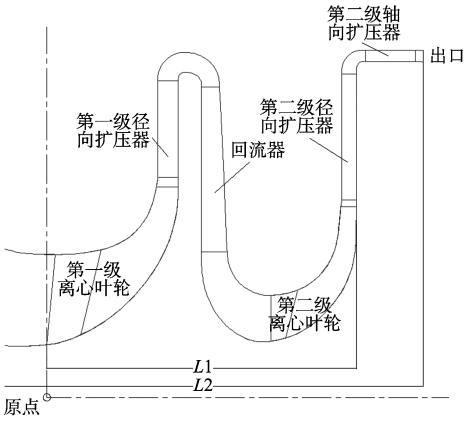
(b) 新型双级离心一体化压气机概念

图 1 原型常规双级离心压气机和新型双级离心一体化压气机布局对比

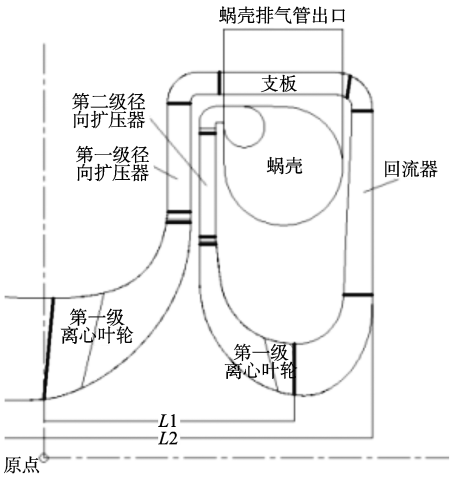
Fig.1 Comparison of origin two-stage centrifugal and new two-stage integrated centrifugal compressor

1.2 结构布局方案

某常规双级离心压气机（原型）流道布局如图 2 (a) 所示。根据新型离心压气机的气流流动特点，在尽量保持原型压气机流道和叶形的基础上，进行了重新布局。由新型离心压气机的设计原理可知，第一级径向扩压器机匣和回流器构成了一个封闭的壳体，压气机的气流流出方式成为了设计的难点之一，在对比多个方案并分析筛选后，在本文中给出了气体通过排气蜗壳流出封闭壳体的布局方案，如图 2 (b) 所示：在第二级径向扩压器出口设计一个排气蜗壳，并在第一级径向扩压器与回流器之间的通道中增加一片支板，用于蜗壳排气管穿过。排气蜗壳根据等环量守恒假设[8] 设计，截面形状为圆形，受结构和尺寸限制，采用不对称内蜗壳形式，设计时对流量进行了减小修正设计，目的是为了减小蜗壳尺寸，蜗壳排气结构如图 3 所示。



(a) 原型



(b) 新型

图 2 原型和新型压气机流道对比图

Fig.2 Comparison of origin and new compressor flow path

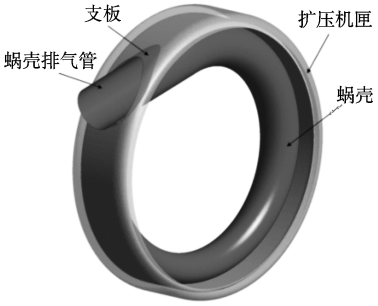


图 3 蜗壳排气结构示意图

Fig.3 Discharge volute configuration

对压气机的转子轴向跨度 $L1$ 和压气机轴向长度 $L2$ 进行了对比（$L1$ 和 $L2$ 定义如图 2 所示），结果显示，新型压气机转子轴向跨度缩短了 27.5%，整个压气机轴向分别缩短了

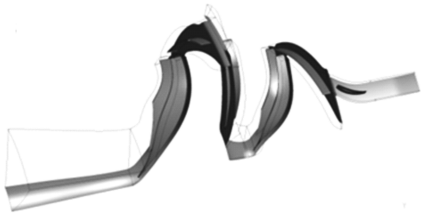
15.3%，表明新型压气机具有超紧凑特点，能极大地缩短发动机的轴向尺寸和转子跨度[9]。

2 关键技术分析

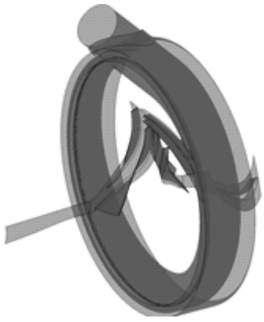
2.1 气动性能分析

2.1.1 计算模型与方法

对离心叶轮、径向扩压器、回流器和轴向扩压器划分结构化网格，对蜗壳划分非结构四面体网格。计算设置与原型完全相同：进口给定总温、总压，出口给定平均静压，湍流模型为 BSL 模型，叶片排间的掺混模型选取级交界面模型，图 4 为两种离心压气机计算域的对比图。



(a) 原型



(b) 新型

图 4 原型和新型离心压气机计算域对比

Fig.4 Comparison of computational domain between origin and new centrifugal compressor

2.1.2 计算结果与分析

图 5 为设计转速下离心压气机的特性对比，由图可知：设计转速下，新型离心压气机堵点流量与喘点压比与原型基本一致，整体气动性能略有降低，但喘振裕度有所提升。

概念设计方案中，压气机转子保持不变，主要是调整了静子件的流道和布局，包括气流出口采用排气蜗壳形式，进口级径向扩压器与回流器之间的通道增加了一片支板用于蜗壳排气管穿出。受结构尺寸的限制，蜗壳只能在该狭小空间内进行优化设计。图 6 和图 7 分别为进口级和出口级静子总压恢复系数对比，由图可知，新构型的离心压气机静子总压恢复系数较原型有所降低。

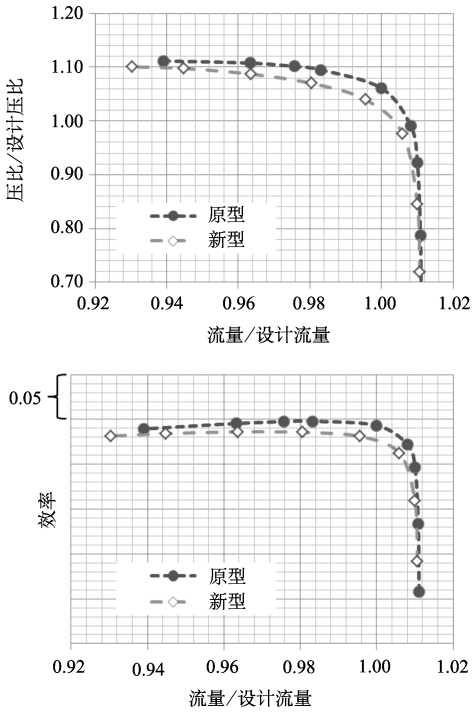


图 5 原型和新型离心压气机特性对比

Fig.5 Comparison of origin and new centrifugal compressor characteristics

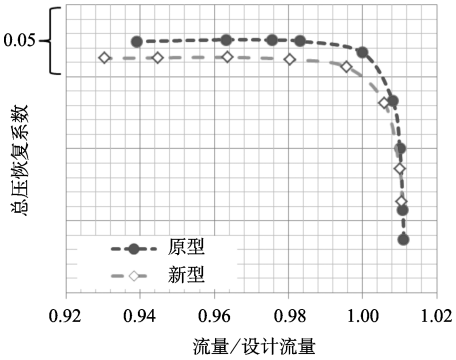


图 6 原型和新型离心压气机进口级静子总压恢复系数

Fig.6 Comparison of inlet stage stator total pressure recovery coefficient between origin and new centrifugal compressor

图 8 为进口级径向扩压器与回流器之间的通道中支板的流线图和出口总压云图，由进口级径向扩压器流出的气体流过支板时，在前端和尾部都产生了分离，在支板出口处总压不均匀，并影响到下游相应回流器叶片的进口条件，这也是进口级静子总压损失较原型大的主要原因。

排气蜗壳中间截面的马赫数云图如图 9 所示，从图中可看出，随着相位角的增大，气流马赫数逐渐增大，在出口排气管位置的马赫数达到了 0.4，较通常的蜗壳出口马赫数要高，这是该蜗壳的损失较大和出口级静子总压恢复系数降低的主要原因。

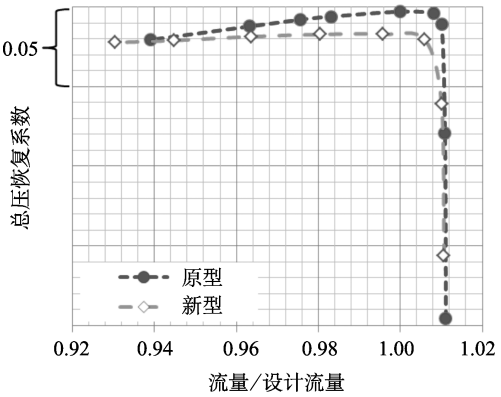


图 7 原型和新型离心压气机出口级静子总压恢复系数

Fig.7 Comparison of outlet stage stator total pressure recovery coefficient between origin and new centrifugal compressor

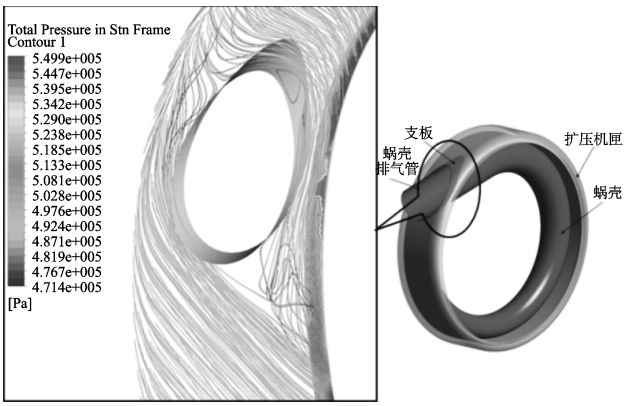


图 8 新方案支板处流线图和出口总压云图

Fig.8 Streamline and outlet total pressure distribution at the support plate of the new centrifugal compressor

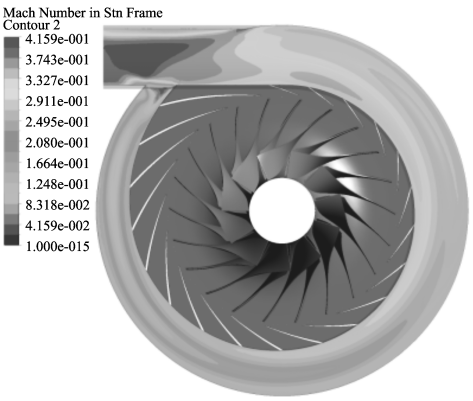


图 9 新方案蜗壳中间截面马赫数云图

Fig.9 Mach number distribution of middle section of new centrifugal compressor volute

2.2 双面离心叶轮结构设计

2.2.1 离心叶轮结构设计

根据新型离心压气机的流动特点，设计的常规双面离心叶轮如图 10 (a) 所示，为了减轻离心叶轮的重量，改善转子动力特性，对双面离心叶轮进行了改进设计，如图 10 (b) 所示，左右半离心叶轮均可单独加工，相对于双面整体加工，可降低加工工艺难度，当单面叶片出现严重损坏时，可以进行单面替换，从而降低成本和损失[10]。完成后的双面离心叶轮三维模型如图 11 所示。

对原型压气机离心叶轮和新型双面离心叶轮的重量进行了预估，预估结果见表 1，可以看出，改进后的双面离心叶轮重量减轻了 19%，减重效果明显。

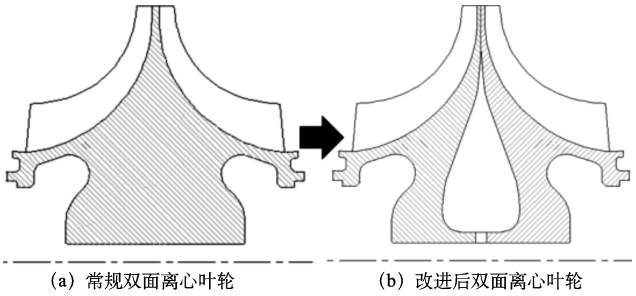


图 10 双面离心叶轮结构示意图

Fig.10 Schematic diagram of double sided centrifugal impeller structure

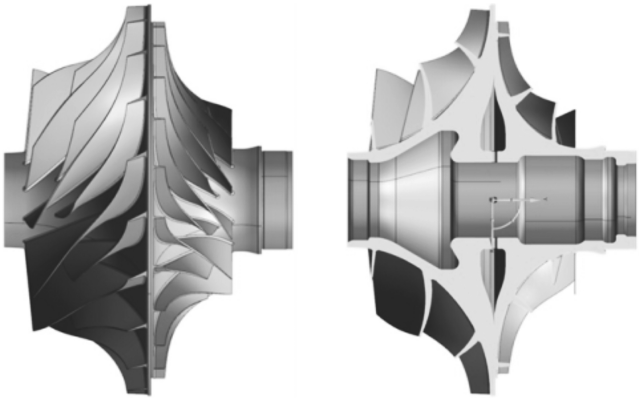


图 11 双面离心叶轮三维模型示意图

Fig.11 3D-model of double sided centrifugal impeller

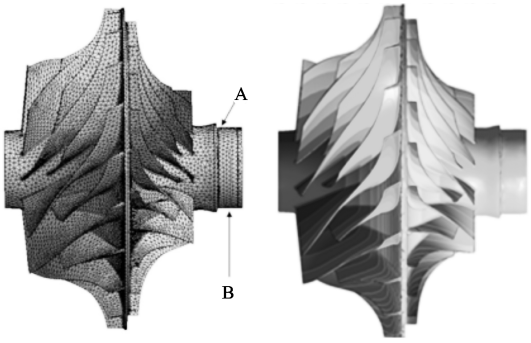
表 1 原型和新型离心压气机离心叶轮重量对比

Table 1 Impeller weight comparison of origin and new centrifugal compressor

名称		材料	密度 / (g/cm^3)	重量 /kg
常规	第一级	TC4	4.4	5.51
	第二级	TC11	4.48	3.45
双面离心叶轮		TC11	4.48	7.26
注：常规离心叶轮总重量 8.96kg；双面离心叶轮总重量 7.26kg；减重 19%				

2.2.2 强度计算与校核

对该双面离心叶轮进行了设计转速下的强度计算与校核，计算时考虑了离心载荷、压力载荷和温度载荷，有限元网格模型和温度云图如图 12 所示，离心叶轮当量应力分布如图 13 所示，离心叶轮的最大当量应力位于孔边，可对开孔处进行圆角处理，减小应力集中。强度计算与校核结果见表 2，结果显示，该离心叶轮叶片和轮盘的强度储备系数远大于 1，表明该设计方案可满足强度设计要求。



（a）有限元网格模型　　（b）温度云图

图 12　双面离心叶轮有限元网格模型和温度云图

Fig.12　Finite element mesh model and temperature distribution of double sided centrifugal impeller

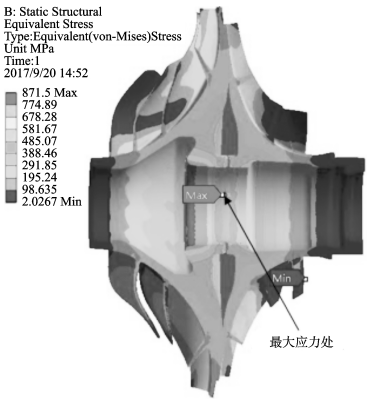


图 13　双面离心叶轮当量应力分布

Fig.13　Equivalent stress distribution of double sided centrifugal impeller

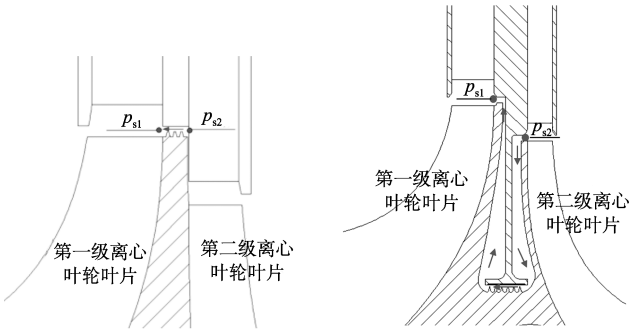
2.3 离心叶轮出口泄漏控制

新型压气机在离心叶轮出口处的结构示意图如图 14（a）所示，由于叶轮盘出口位置轮盘两侧的静压 p_{s1} 和 p_{s2} 相差较大，如果不采取合适的封严结构，会存在较大的泄漏流，该封严结构的设计和对泄漏流的控制是一个关键技术点。改进后的方案如图 14（b）所示，相比于方案 1，降低了篦齿位置的半径，增大了篦齿设计的空间，p_{s2} 降低了 17%，能更加有效地控制篦齿间隙、降低泄漏量，消除第二级径向扩压器与离心叶轮盘之间的间隙以及两者碰磨的风险。

表 2　离心叶轮强度校核结果

Table 2　Stength check of the centrifugal impeller

位置	应力类型	应力值 / MPa	应力标准 / MPa	强度储备系数
叶片	拉伸和弯曲合应力	389.70	571.7	1.47
轮盘	最大离心径向应力	151.00	518.7	3.43
	平均周向应力	287.06	492.7	1.72



（a）方案1　　（b）方案2

图 14　双面离心叶轮出口泄漏流

Fig.14　Leakage flow of two sided centrifugal impeller outlet

3 结论

基于常规的双级离心压气机，开展了双级离心压气机一体化概念设计，从气动性能预估、离心叶轮结构设计和离心叶轮出口泄漏控制三个方面对设计方案关键技术点进行了分析，结果表明：

（1）新型压气机转子轴向跨度和压气机轴向长度分别缩短了 27.5% 和 15.3%，新设计的双面离心叶轮重量降低了 19%，且强度计算结果满足设计要求。

（2）与原型压气机相比，压气机堵点流量和喘点压比基本一致，效率略有降低，喘振裕度有所提升。

（3）离心叶轮出口泄漏流控制的关键在于封严结构设计和轮盘与扩压器壁面之间的间隙设计。

（4）该新型压气机结构紧凑，能极大地缩短发动机的轴向尺寸和转子跨度，改善转子动力特性，具有较好的工程应用前景。

参考文献

[1] 胡晓煜 . 世界中小型航空发动机手册 [M]. 北京：航空工业出版社，2006.

Hu Xiaoyu. The world’s small and medium aircraft engine handbook [M]. Beijing：Aviation Industry Press，2006.（in Chinese）

[2] 方昌德. 航空发动机百年回顾[J]. 燃气涡轮试验与研究，2003，16（4）：155-161.
Fang Dechang. Aero-engine centennial review[J]. Gas Turbine Experiment and Research，2003，16（4）：155-161.（in Chinese）

[3] Whitfield B. Design of radial turbo-machines [M]. UK：Longman Singapore Publishers，1990.

[4] Cousins W T，Dalton K K，Andersen T T，et al. Pressure and temperature distortion testing of a two-stage centrifugal compressor[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power，1994，116（3）：567-573.

[5] Palmer D L，Waterman W F. Design and development of an advanced two-stage centri-fugal compressor[J]. Journal of Turbo- machinery，1995，117：205-212.

[6] 杨策，刘磊，胡良军，等. 两级离心压气机设计及内部流场分析[C]// 工程热物理学会热机气动热力学2006年年会，2006.
Yang Ce，Liu Lei，Hu Liangjun，et al. Design and flow analysis of two stage centrifugal compressor field[C]//2016 Thermodynamic Aerodynamics Annual Conference of Chinese Society of Engineering Thermophysics，2006.（in Chinese）

[7] Osborne C. Aerodynamic and mechanical design of an 8：1 pressure ratio centrifugal compressor[R]. NASA CR-134782，1975.

[8] 李燕生，陆桂林. 向心透平与离心压气机[M]. 北京：机械工业出版社，1987.
Li Yansheng，Lu Guilin. Centripetal turbine and centrifugal compressor[M]. Beijing：China Machine Press，1987.（in Chinese）

[9] 黄生勤，邬国凡. 单级离心压气机：中国，CN105275874A[P]. 2016-01-27.
Huang Shengqin，Wu Guofan. Single stage centrifugal compressor：China，CN105275874A[P]. 2016-01-27.（in Chinese）

[10] 黄生勤，李维. 一种双面离心叶轮及其加工方法：中国，CN106050735A [P]. 2016-06-03.
Huang Shengqin，Li Wei. A double-sided centrifugal impeller and processing method：China，CN106050735A [P]. 2016-06-03.（in Chinese）

作者简介

黄生勤（1980- ）男，博士，研究员。主要研究方向：先进高性能斜流／离心压气机设计。
Tel：0731-28593552
E-mail：haigxj@qq.com

Conceptual Design of a New Super-Compact Two-stage Centrifugal

Huang Shengqin*，Xie Ningjun，An Zhiqiang，Zha Xiaohui
Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine，AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute，Zhuzhou 412002，China

Abstract: On the basis of conventional two-stage centrifugal compressor，a design concept of two-stage centrifugal integrated compressor was proposed. The pressure ratio of two-stage centrifugal compressor can be achieved by a single integrated double sided centrifugal impeller without increasing the tangent velocity of the impeller outlet. The results of new centrifugal compressor integrated design for a prototype two-stage centrifugal compressor show that the weight can be greatly reduced by 19%. Besides a slight decrease in efficiency at the design point，the flow rate and surge point pressure ratio are basically the same as the prototype，and the axial length of the rotor system is reduced by 27%. The dynamic characteristics of the rotor can be significantly improved and the cost can be reduced. The new super-compact design shows good prospects for engineering application.

Key Words: two-stage centrifugal compressor；double sided impeller；super-compact；conceptual design

Received: 2018-09-05； **Revised:** 2018-10-15； **Accepted:** 2018-10-29

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China（2015ZB08004）

***Corresponding author.Tel.:** 0731-28593552 **E-mail:** haigxj@qq.com