

标题:	关于 CFM56-7B 发动机 76 片构型 (件号 2403M91P02/P03/P04/P05) 高压涡轮叶片叶根断裂故障的分析报告 R5			
一. 问题概述				
CFM56-7B 发动机 76 片构型 (件号 2403M91P02/P03/P04/P05) 高压涡轮叶片存在叶根榫头断裂的风险。				
二. 已发生事件汇总				
1. 件号 2403M91P02/P03 高压涡轮叶片断裂事件汇总				
(1) 截止 2026 年 5 月, 世界 CFM56-5B/7B 机队已发生超过 90 起 2403M91P02/P03 构型的 HPT 叶片榫头小颈裂纹导致的运行事件, 以下是世界机队 (不含国内机队) 部分事件信息:				
	事件日期	发动机机型	高压涡轮叶片件号	自新循环
	2023-10-15	5B4/3	2403M91P02	17438
	2023-12-08	7B26E	2403M91P03	14395
	2024-02-04	7B26E	2403M91P02	17057
	2024-03-13	5B4/3	2403M91P03	18029
	2024-03-23	7B26E	2403M91P02	18293
	2024-05-02	5B6/3	2403M91P02	18031
	2024-05-13	7B24E	2403M91P03	17492
	2024-06-19	7B26E	2403M91P02	16089
	2024-07-02	7B26E	2403M91P02	15376
	2024-08-27	5B4/3	2403M91P02	18925
	2024-11-08	7B24E	2403M91P02	17665
	2024-11-13	7B26E	2403M91P03	16786
	2024-11-29	7B26E	2403M91P03	13737
	2025-01-15	7B26E	2403M91P03	16673
	2025-02-13	7B27E/F	2403M91P03	15927
	2025-03-05	7B26E	2403M91P03	15083
	2025-03-08	7B27E/B1F	2403M91P03	13749
	2025-06-29	7B24E	2403M91P03	13562
	2025-07-04	7B26E	2403M91P03	15773
	2025-07-10	7B27E/F	2403M91P03	15885
	2025-09-09	7B24E	2403M91P03	15131

2026 年 6 月 5 日 编写: MTU 任炎炎 修订: 厦航 周颖

审核: 民航发动机专项工作组

2025-09-13	7B27E/B1F	2403M91P03	14342
2025-09-21	7B27E/B1F	2403M91P03	14907
2025-10-15	7B26E	2403M91P03	15928
2025-10-16	7B26E	2403M91P03	16514
2025-10-18	7B27E/B1F	2403M91P03	13575
2025-11-18	7B27E/B1F	2403M91P03	14883
2026-02-22	7B27E/B1F	2403M91P03	17369
2026-02-28	7B27E	2403M91P02	16800
2026-03-29	7B27E/B1F	2403M91P03	15904

(2) 国内 CFM56-7B 机队从 2022 年到 2026 年 5 月已发生 8 起高压涡轮叶片榫头小颈裂纹导致的空停事件。

事件日期	发动机机型	发动机序号	高压涡轮叶片 件号	自新循环
2022-12-01	CFM56-7B	962508	2403M91P02	17045
2023-05-03	CFM56-7BE	862141	2403M91P03	11963
2024-04-10	CFM56-7BE	658239	2403M91P03	14923
2024-09-24	CFM56-7BE	658561	2403M91P03	16689
2025-06-08	CFM56-7B24E	862270	2403M91P03	13254
2025-06-15	CFM56-7B26E	658253	2403M91P03	16227
2025-06-28	CFM56-7B24E	661979	2403M91P03	13676
2025-09-05	CFM56-7B24E	862251	2403M91P03	14455

2. 件号 2403M91P04 高压涡轮叶片断裂事件汇总

(1) 截止 2026 年 5 月 21 日，世界 CFM56-5B/7B 机队已有 5 起 2403M91P04 构型的 HPT 叶片榫头小颈裂纹导致的运行事件，其中两台为 CFM56-5B 发动机，三台为 CFM56-7B 发动机。

日期	事件	发动机型号	推力	循环 CSN	小时 TSN	航段比
2022-11-05	空停	CFM56-7BE	27K	10519	22019	2.09
2025-03-06	地停	CFM56-5B	27K	14838	20428	1.38
2025-08-12	地停	CFM56-5B	27K	17226	23395	1.36
2025-08-17	空停	CFM56-7BE	26K	15556	21855	1.40
2025-12-22	空停	CFM56-7BE	24K	19560	26848	1.35

(2) 国内 CFM56-7B 机队在 2026 年 5 月 22 日首次发生 2403M91P04 构型高压涡轮叶片叶

2026 年 6 月 5 日 编写：MTU 任炎炎 修订：厦航 周颖 审核：民航发动机专项工作组

根榫头断裂导致的空停事件。

日期	发动机型号	发动机序号	推力	循环 CSN	小时 TSN	航段比
2026-05-22	CFM56-7BE	862899	24K	14635	26920	1.84

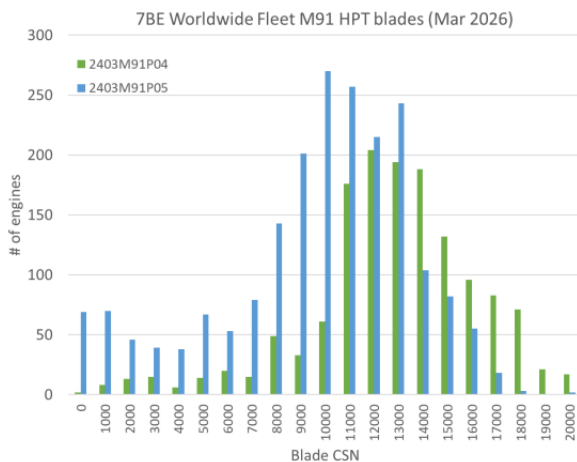
3. 件号 2403M91P05 高压涡轮叶片断裂事件汇总

截至 2026 年 5 月，世界和国内机队尚未发生件号 2403M91P05 高压涡轮叶片断裂事件。

三. 可靠性数据

- 2022 年以来，世界和国内机队因件号为 2403M91P03 的高压涡轮叶片失效导致发动机空停等运行事件数量明显增多，该件号高压涡轮叶片失效时的使用时间明显小于 2403M91P02 叶片。
- 基于 2026 年 3 月的 CFM 的最新数据，世界机队已经有约 40% 的 2043M91P04 构型高压涡轮叶片使用循环超过 14000 循环。GE 最新的可靠性统计学分析认为，2403M91P04 的可靠性明显高于 2403M91P03 叶片，略高于 2403M91P02 叶片。
- 厂家基于全球 CFM56-5B 和 CFM56-7B 发动机 76 片构型高压涡轮叶片造成的发动机空停事件的数据分析划分出特定机队，并针对这些特定机队发布服务通告来减少高压涡轮叶片的使用时间。

Worldwide 7B M91P04/05 Cycles Distribution and Significant Events



- Five significant events observed in P04 fleet, Four events are at highly affected sub-fleet customers
- No event in P05 fleet

Event Date	Event	Engine Series	Blade CSN
5-Nov-22	IFSD	7B27E/F	10,519
6-Mar-25	ATO	5B4/3	14,838
12-Aug-25	ATO	5B4/3	17,226
17-Aug-25	IFSD	7B26E	15,546
22-Dec-25	IFSD	7B24E	19,520

Sub-fleet customers

CFM recommends to follow published RRTs for HPT blade management

四. 工程分析

1、 2403M91P02/P03/P04/P05 高压涡轮叶片相关的 SB 简介

(1) 2403M91P02 高压涡轮叶片相关的 SB

2012 年，随着 7BE 型发动机的投入运营，CFM 发布 SB72-0895，推出了将 80 片 HPT 改为 76 片构型的改装方案。P02 叶片为 E 型发动机的初始构型。SB 中未对 HPT 叶片的材料、制造工艺、外形尺寸、受力情况等设计方面的变更进行更多的介绍。

CFM56-7BE/-5B PIP HPT Blade



Design Features

- Reduced blade count
 - 76 blades, increased axial chord
- Efficiency improvement
 - Tip shelf with baffle
 - Endwall contour
- Durability enhancements:
 - Removed L/E split shelf
 - Reduce min-neck stress

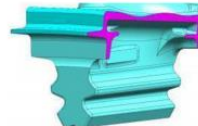


Blades completed 7500 endurance cycles as part of validation plan

Endwall Contouring
Reduces hub losses

Configuration requirements

- FOS, disk, retainers, blades, rework seal



> 700 engines delivered

Fleet leader > 1700 cycles

AMM - Limits & inspection unchanged



CFM56-7B

SERVICE BULLETIN

ENGINE - High Pressure Turbine Rotor Assembly (72-52-00) - Release of 76 Blade HPT Rotor Kit

SB72-0895

E. Reason

- (1) Objective:
To introduce new parts.
- (2) Condition:
Not applicable.
- (3) Cause:
Not applicable.
- (4) Improvement:
The 76 blade HPT rotor kit SPD contains all parts necessary to convert a 80 blade HPT rotor to a 76 blade rotor in a single kit number.
- (5) Substantiation:
Substantiation is by comparative analysis.

F. Approval

The technical content of this Service Bulletin is approved by the FAA and under the Authority of DOA No. EASA.21J.086.

(2) 2403M91P03 高压涡轮叶片相关的 SB

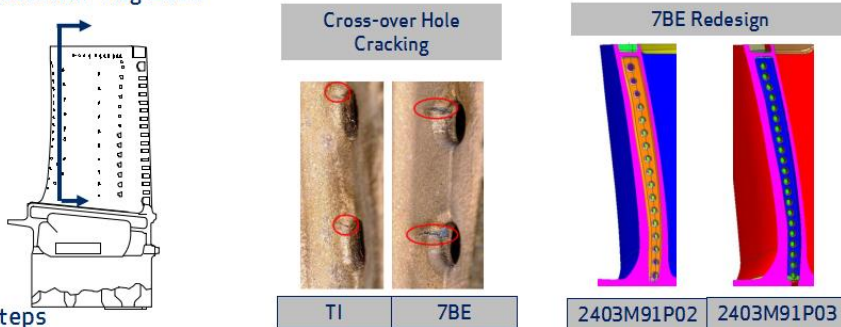
2013 年 3 月 CFM 发布了 SB72-0935, 引入了 2403M91P03 构型的 HPT 叶片。根据 SB 介绍, 由于在工厂的测试阶段时发现 2403M91P02 构型的 HPT 叶片在第一排的冷却孔存在裂纹 (详见下图), 2403M91P03 构型叶片改进了这些冷却孔的设计, 减少应力集中, 避免产生裂纹, 其它部分均无改变。

-7BE HPT Blade – Lead edge improvement



Lead edge internal rib - cross-over hole modification – 2403M91P03

- Re-shaped cross-over holes and increased number – stress reduction
- Introduction - Aug-2013



Next steps

- Further cooling improvements under evaluation in 5000 cycle endurance test - 2Q 2014
- 3-way evaluation with M91P02 and M91P03

- Design change completed for endurance improvement
- Additional testing planned to evaluate further improvements



THE POWER OF FLIGHT

CFM56-7B

SERVICE BULLETIN

ENGINE - HPT Rotor Assembly (72-52-00) - Introduction of HPT Rotor Blade P/N 2403M91P03 and 76-Blade HPT Rotor Kit

E. Reason

- (1) Objective:
To increase HPT rotor blade durability.
- (2) Condition:
Subsequent to the completion of factory engine endurance testing with HPT rotor blades P/N 2403M91P02, cracks were observed in the internal first rib cross-over hole locations.
- (3) Cause:
The form of the cross-over holes in the HPT rotor blade P/N 2403M91P02 design produces stress concentrations at the corners.
- (4) Improvement:
The cross-over hole crack initiation is improved in the HPT rotor blade P/N 2403M91P03 design by changing the form of the holes to a shape with reduced stress concentrations at the corners.
- (5) Substantiation:
Substantiation is by analysis and comparative analysis.

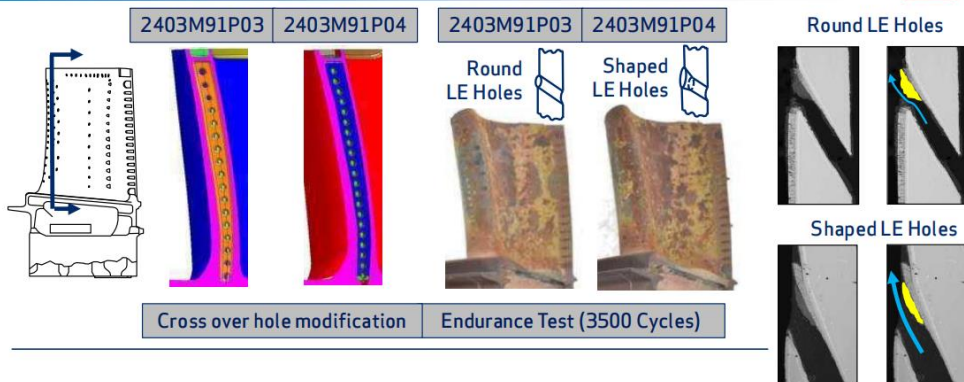
F. Approval

The technical content of this Service Bulletin is approved by the FAA and under the Authority of DOA No. EASA.21J.086.

(3) 2403M91P04 高压涡轮叶片相关的 SB

2015 年 9 月 CFM 发布了 SB72-0983, 引入了 2403M91P04 构型的 HPT 叶片。根据 SB 介绍, 2403M91P04 构型的叶片又改进了冷却孔的设计, 减少粉尘在冷却孔的堆积, 可以提高 HPT 叶片在恶劣环境下的耐久性和可靠性。

76 Blade Rotor (-5B PIP / -7BE) – Lead Edge Improvement



2403M91P03 → P04 Sept-2015 introduction
Service Bulletins -5B 72-0916, -7B SB 72-0983

Internal and External lead edge cooling modifications - fully tested: 3500 cycle endurance engine test with dust ingestion

Significantly reduces L. E. temperature & distress in severe environments

13 / CFM Proprietary Information subject to restrictions on the cover



India All Operators Conference, Delhi 2016



THE POWER OF FLIGHT

CFM56-7B

SERVICE BULLETIN

ENGINE - HPT Rotor Assembly (72-52-00) - Introduction of Improved Durability HPT Rotor Blade P/N 2403M91P04

(4) Improvement:

The angle of the leading edge rib, the cross-over hole geometry, the leading edge wall thickness, and the dovetail contour are improved.

The leading edge rib and cross-over hole changes improve the effectiveness of the HPT rotor blade's internal cooling air, reducing metal temperatures, and subsequently lowering stresses.

In addition, conical shaped cooling holes that lower metal temperatures, which subsequently lower stresses and are less prone to plugging are introduced to the leading edge.

Changing the HPT rotor blade dovetail contour to extend the upper pressure face increases the clearance between the HPT rotor blade and the HPT rotor disk and will decrease the possibility of unintended contact above the upper pressure face.

(5) Substantiation:

Substantiation is by analysis, comparative analysis, and test.

The engine testing consisted of 3,500 cycles of endurance testing with dust ingestion. In addition, 4,650 endurance testing cycles without dust ingestion were performed on the HPT rotor blades with all the casing and machining changes, with the exception of the conical shaped cooling holes.

(4) 2403M91P05 高压涡轮叶片相关的 SB

2016 年 12 月，CFM 发布 SB72-1016，推出了件号为 2403M91P05 的 HPT 叶片。主要升级为改变 HPT 叶片前缘的冷却孔的形状，将 HPT 前缘叶尖和叶根部分的冷却孔形状，由圆锥形改为圆形，其余部分均保持不变。

76 Blade Rotor (-5B PIP / -7BE) – Lead Edge Improvement
P/N 2403M91P05



Minor cooling hole produceability improvement being introduced

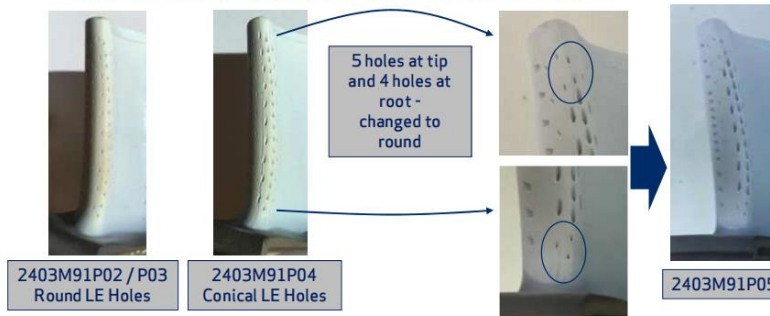
-7B SB 72-1016 issued Dec. 2016, -5B SB 72-1057, to issue in Q1, 2017

No impact to Leading Edge temperatures in critical regions

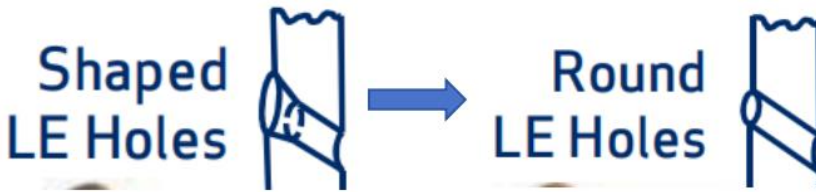
- Durability identical to 2403M91P04

May be mixed in sets with all prior -5B PIP / -7BE P/N's

- Maintains Time-on-Wing improvement if mixed in sets with P04



30 / CFM Proprietary information subject to restrictions on the cover



CFM56-7B
ENGINE - HPT Rotor Assembly (72-52-00) - Introduction of Improved Durability HPT Rotor Blade P/N 2403M91P05

SERVICE BULLETIN

- CFM56-7B S/B 72-0403.
- CFM56-7B S/B 72-0641.
- CFM56-7B S/B 72-0642.
- CFM56-7B S/B 72-0643.

Engines that incorporate this Service Bulletin may have additional airplane installation requirements, which require review before engine installation. Refer to Boeing Service Letter 737-SL-72-012, CFM56-7BE Engine Introduction, or contact the Boeing Company for more information.

E. Reason

- Objective:**
To introduce a new HPT rotor blade part number to production and spares and a pre-ground blade HPT rotor kit and 76 blade HPT rotor kit to spares.
The new HPT rotor blade P/N 2403M91P05 is the same as the previous HPT rotor blade P/N 2403M91P04, with the exception of four holes at the root of the leading edge and five holes at the tip of the leading edge are changed from conical shaped to round.
- Condition:**
Oxidation was observed on the leading edge of the airfoils during factory engine testing of earlier HPT rotor blade part numbers. This leading edge oxidation and parent material loss from oxidation is also observed during field operation in sandy/dusty high temperature environments. Cracking is also observed in the leading edge cross-over holes in these severe environments and was seen after endurance engine testing.
In addition, on earlier versions of the HPT rotor blade part numbers, cracks were found at the edge-of-contact (EOC) of the dovetail upper pressure face. This condition has resulted in HPT rotor blade separations on earlier HPT rotor blade part numbers.
- Cause:**
The angle of the leading edge rib (between the leading edge internal cooling passage and second passage), the leading edge wall thickness, the cross-over hole geometry, and the dovetail contour of the earlier part number HPT rotor blades are not optimal.
- Improvement:**
Improvements were introduced on the previous HPT rotor blade P/N 2403M91P04 and are retained for the new HPT rotor blade released by this Service Bulletin.

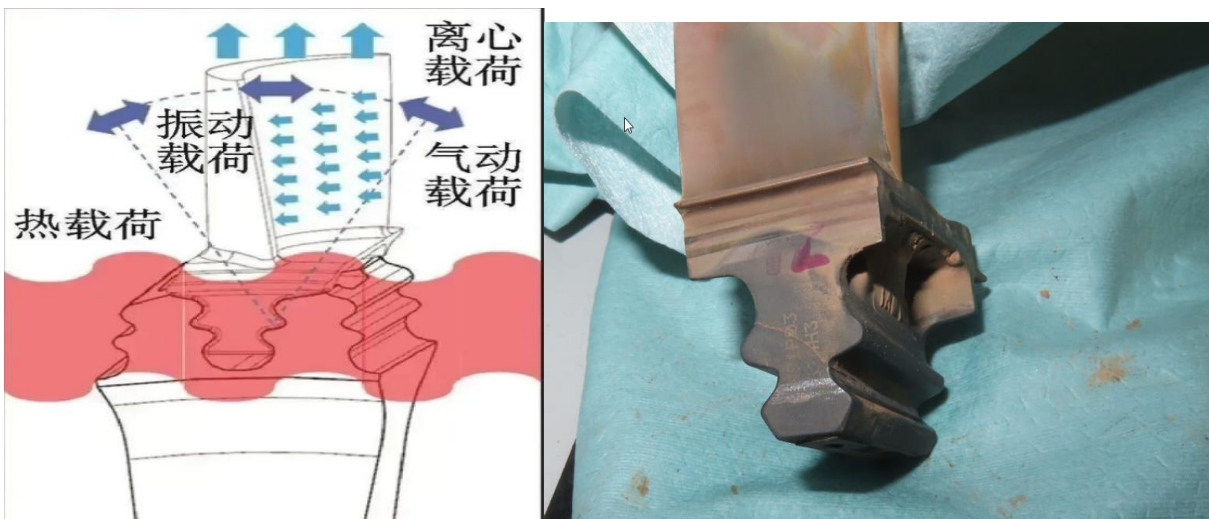
综上所述，2403M91P02/P03/P04/P05 四种件号的高压涡轮叶片叶根榫头小颈部位均无变化。根据 WTT 资料，2009 年，CFM56-7B 发动机高压涡轮叶片材料由 N5 改为 N515（金属“铌”含量从 3% 下降为 1.5%）。

CFM56-5B/7B HPT Blade Progression

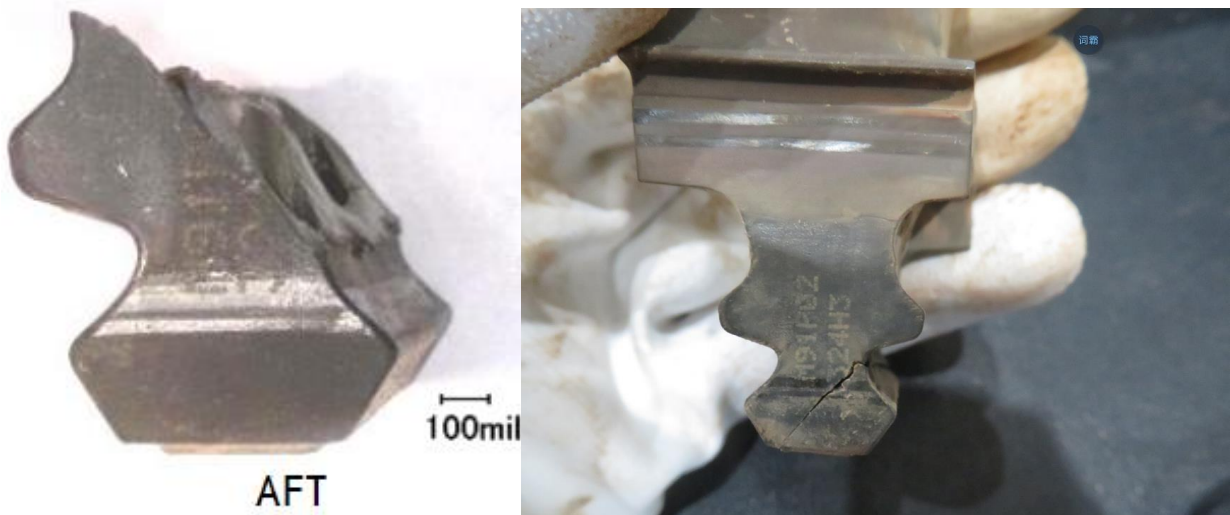


P/N	Pre-Tech Insertion 2002M52 (1957M72)			Pre-Tech Insertion 1957M10			Tech Insertion - 2100M96					7B / 5B PIP 76 Blade Rotor - 2403M91				
	P09 / P11 (P01 / P02)	P14		P01	P03	P04	P02	P03	P04	P05	P02	P03	P04	P05	P06	
Intro Date SB-7B	3098 / 2099	3001		2002	2004	1010	2007-3006	3009	1011	4014	10-2012	40-3013	3015	1017	4023	
Material	N5	N5		N5	N5	N515	N5	N515	N515	N515	N515	N515	N515	N515	N515	
Change	Platform cooling / Half-wrap TBC	Thin internal coating		TE cooling & shank geometry	Transition zone radius	Transition zone radius	Internal geometry & cooling	Internal geometry & cooling	LE split shelf removal	Improved Dovetail EoC	Initial Release	L/E internal geometry	L/E cavity & hole geometry	L/E Hole geometry	Improved Dovetail / Min-neck	
# Production Sets	449 / 1808	369		1463	2616	0	2858	1961	555	N/A	2932	2953	2389	3118	N/A	
# Spare Sets				217	1115	310	867	667	2046	6686	17	74	330	2664		
Release SB -5B	72-0232 / 72-0271	72-0400		72-0422	72-0533	72-0762	72-0651	72-0746	72-0801	72-0911	72-0810	72-0880	72-0916	72-1057	72-1113	
Release SB -7B	72-0115 / 72-0116	72-0337		72-0351	72-0491	72-0783	72-0584	72-0758	72-0818	72-0968	72-0895	72-0935	72-0983	72-1016	72-1083	
Airfoil T/E Root	14	5														
TE Inspection:	72-0926(-5B) / 72-0993(-7B)															
Type1 Shank (Int.)	4															
Transition Zone	17	3		6	16 + 6(A)											
Min-Neck	2			2	3	2	3	19	5	2	43	38	2			
Edge of Contact	3	1		1b	1											
Region: Shank - Internal Corrosion	China Region 72-0863(-5B) / 72-0918(-7B)										China Region 72-0863(-5B) / 72-0918(-7B)					
Region: Leading Edge Oxidation / Airfoil Separations	Middle East & North Africa: 72-0644 (-5B) / 72-0636 (-7B), India: 72-0849 (-5B) / 72-0886 (-7B), China: 72-0913 (-5B) / 72-0974 (-7B)															
Remove/Replace by:	PCW 16K / 20K	PCW 16K / 25K		25K	16.5K (A) / 20K	20K	25K	20K	20K	20K	17.9K (-7B) / 20K (-5B)	17.2K (-7B) / 20K (-5B)	20K	20K	TBD	
Repair Limit:	PCW No Repairs / 10K	PCW No Repairs / 10K		10K	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Fleet wide Retirement SBs	72-0693 (-5B) / 72-0696 (-7B)			72-0803 (-5B) / 72-0821 (-7B)							72-0803, 72-1110 (-5B) / 72-0821, 72-1082 (-7B)		72-0803 (-5B) / 72-0821 (-7B)			

- 2、根据 CFM 的调查，76 片构型的高压涡轮叶片低周疲劳寿命对应力的变化非常敏感，叶片自身的偏差和发动机运行差异会影响叶片实际受力状态，造成小颈裂纹的萌生和扩展时间上存在差异。
- 3、根据已经出现的案例分析，件号 2403M91P02/P03/P04 高压涡轮叶片榫头小颈裂纹萌生于叶片背面，属于低周疲劳裂纹，高温与高负载是低周裂纹的萌生的主要促成因素。少数情况下小颈裂纹向上扩展导致叶片快速断裂飞出。大部分情况下小颈裂纹向下扩展不会直接导致事件，但进一步加剧上压力面应力集中产生裂纹失效。



典型的榫头小颈裂纹向上扩展



左图榫头小颈裂纹向上扩展导致叶片断裂，右图榫头小颈裂纹向下



榫头小颈裂纹向下扩展引起上压力面应力集中导致叶片断裂

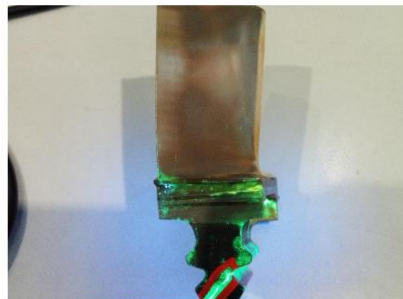
- 4、2024 年至 2025 年，国内多个航司在 CFM56-7B 发动机送修时发现了大量 2403M91P03 高压涡轮叶片叶根榫头小颈裂纹的现象。
- 5、2026 年初某航一台装有 2403M91P04 高压涡轮叶片的 CFM56-7B 发动机（发动机序号：862767，TSN：26744 小时，GSN：14173 循环）因第 4 级 LPT 叶片断裂送厂大修。发动机分解后，发现 7 片 2403M91P04 高压涡轮叶片叶根榫头小颈存在裂纹，其中 6 片裂纹贯穿

到一个端面，1片裂纹贯穿了前后两个端面。经了解，国内多个航司在 CFM56-7B 发动机送修时也发现了 2403M91P04 高压涡轮叶片叶根榫头小颈裂纹的现象。

HPT Blades
PN: 2403M91P04 SN:FELEYU99



Dovetail area found with crack

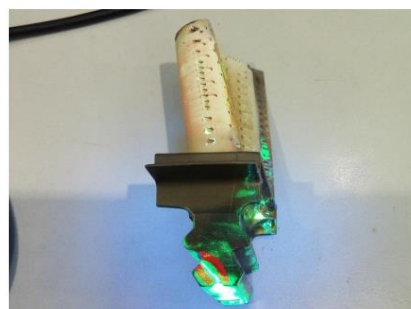


Dovetail area found with crack

HPT Blades
PN: 2403M91P04 SN:FELEYU99



Dovetail area found with crack



Dovetail area found with crack

- 6、综上所述，评估分析认为件号 2403M91P04 高压涡轮叶片和 2403M91P02/P03 高压涡轮叶片一样存在叶根榫头失效断裂的风险。
- 7、虽然件号 2403M91P05 高压涡轮叶片暂未出现断裂案例，但其叶根榫头小颈部位相对 2403M91P02/P03/P04 叶片并无设计改进，因此随着使用时间的积累，件号 2403M91P05 高压涡轮叶片可能同样存在叶根榫头失效断裂的风险。

五. 厂家措施

- 1、厂家于 2015 年 10 月发布 SB72-0918R4 (CFM56-7B)，建议客户在 2403M91P04 构型高压涡轮叶片使用到 20000 循环前更换。
- 2、厂家于 2019 年 6 月发布 SB72-0918R5 (CFM56-7B)，建议客户在 2403M91P05 构型高压涡轮叶片使用到 20000 循环前更换。
- 3、厂家于 2019 年 10 月发布 SB72-0918R6 (CFM56-7B，截至 2026 年 5 月最新版)，对于中国区运行过的高压涡轮叶片，建议客户在高压涡轮叶片 2403M91P02 构型使用

2026 年 6 月 5 日 编写：MTU 任炎炎 修订：厦航 周颖 审核：民航发动机专项工作组

到 17500 循环前更换, 2403M91P03/P04/P05 构型使用到 20000 循环前更换。

- 4、厂家于 2021 年 5 月发布 SB72-1072 (CFM56-7B) 高压涡轮叶片管理, 对于特定航司运行过的高压涡轮叶片建议减少使用时间。
- 5、厂家于 2023 年 4 月发布 SB72-1082 (CFM56-7B) 高压涡轮叶片管理, 针对全球 2403M91P02 和 2403M91P03 构型叶片用户, 建议在高压涡轮叶片使用到 17900 循环前更换。
- 6、厂家于 2023 年 10 月发布 SB72-1083 (CFM56-7B) 引入提升了耐久性的高压涡轮叶片 2403M91P06。
- 7、厂家于 2024 年 7 月发布 SB72-1087 (CFM56-7B) 高压涡轮叶片管理, 针对特定航司机队(非中国区), 建议 2026 年 1 月 31 日前更换受影响的高压涡轮叶片 2403M91P03。
- 8、厂家于 2025 年 4 月修订 SB72-1082 为 R1 版, 进一步缩减 2403M91P03 构型叶片使用时间至 17200 循环。

六. 航司措施

1. 关注高压涡轮叶片 2403M91P03, 根据厂家 SB 建议时限进行更换。
2. 部分航司在厂家建议基础上进一步缩减了 2403M91P03/P04 高压涡轮叶片的更换时限, 一些公司为 16000 循环, 一些为 15000 循环左右。但缩减时限后带来成本大幅提升, 且存在缺备发或叶片情况。
3. 统计 76 片构型高压涡轮叶片进厂的裂纹检查情况。
4. 部分航司针对 2403M91P03 叶片建立了裂纹风险评估模型。
5. 部分航司还针对装有件号 2403M91P03/P04 高压涡轮叶片且使用时间大于 15000 循环或件号 2403M91P02 高压涡轮叶片且使用时间大于 16000 循环的发动机, 制定了航班运行管控措施(如限飞航段小于 1 小时的航线、严格管控慢车冷却时间、尽量使用减推力起飞、禁止执飞高原机场、短跑道机场、延伸跨水、全推力使用较多的机场等)。
6. 部分航司还针对装有件号 2403M91P03/P04 高压涡轮叶片且使用时间达到 14500 循环的发动机, 列入发动机重点关注清单, 提示机组减推、冷车、暖车等注意事项。
7. 部分航司还根据备发情况, 提前更换装有高寿 2403M91P03/P04 高压涡轮叶片的发动机。

2026 年 6 月 5 日 编写: MTU 任炎炎 修订: 厦航 周颖 审核: 民航发动机专项工作组

七. 结论和建议

随着 CFM56-7B 发动机 76 片构型（件号 2403M91P02/P03/P04/P05）高压涡轮叶片使用时间的增长，其叶根榫头小颈部位萌生裂纹导致断裂的风险较高。为此建议航司采取以下管控措施：

- 1、建立发动机起飞减推力使用工作程序。
 - 2、严格执行 CFM56-7B 发动机启动后的暖车和飞机落地后的发动机冷车操作程序，确保足够的暖车和冷车时间，暖车至少不低于 2 分钟，冷车至少不低于 3 分钟，另各公司汇总本公司当前实施程序报工作组评估分析。
 - 3、双发均安装有 2403M91P03/P04/P05 构型高压涡轮叶片的飞机，且双发历史使用履历基本一致的情况下，在高压涡轮叶片循环数达到 14500 循环前应尽快安排串发（最迟不超过 14750 循环），实现单架飞机双发的差异性运行和梯次管理。
 - 4、将 2403M91P03 构型的高压涡轮叶片软时限控制在不超过 14500 循环；2403M91P04/P05 构型的高压涡轮叶片软时限控制在不超过 16000 循环；如超过上述相应建议循环的需实施一机一策，确保监控有效。对于高循环发动机，应细化控制，尤其是短跑道和高原机场的运行。原则上，2403M91P03 构型的高压涡轮叶片不超过 16000 循环；2403M91P04/P05 构型的高压涡轮叶片不超过 17500 循环。
 - 5、航司持续探索开发 CFM56-7B 发动机 HPT 叶片裂纹有效监控方法和预测算法模型，利用算法模型对自新超过 14500 循环 P04/P05 构型的 HPT 叶片的历史运行数据进行回溯，分析找出高风险发动机，并采取相关管控措施。无条件开发的航司通过合适渠道获取使用，同时鼓励航司间分享 HPT 叶片运行使用数据。
 - 6、各公司持续收集 2403M91P03/P04/P05 构型的高压涡轮叶片进厂检查数据并及时反馈给发动机专项工作组。
- 建议局方采取措施：
- 1、建议局方敦促 OEM 尽快解决高压涡轮叶片备件供应短缺问题，缓解国内 CFM56-7B 发动机高压涡轮叶片需求紧张局面，降低国内 CFM56-7B 机队的运行风险。
 - 2、建议局方敦促 OEM 重新评估 2403M91P04/P05 构型的高压涡轮叶片在翼使用寿命限制。