

【公報種別】特許法第 17 条の 2 の規定による補正の掲載
 【部門区分】第 5 部門第 1 区分
 【発行日】平成 19 年 2 月 8 日 (2007.2.8)

【公開番号】特開 2004-204846 (P2004-204846A)
 【公開日】平成 16 年 7 月 22 日 (2004.7.22)
 【年通号数】公開・登録公報 2004-028
 【出願番号】特願 2003-421876 (P2003-421876)
 【国際特許分類】

F 0 2 C 5/10 (2006.01)

F 0 2 K 7/04 (2006.01)

F 2 3 R 7/00 (2006.01)

【F I】

F 0 2 C 5/10

F 0 2 K 7/04

F 2 3 R 7/00

【手続補正書】

【提出日】平成 18 年 12 月 19 日 (2006.12.19)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】明細書

【補正対象項目名】0 0 0 2

【補正方法】変更

【補正の内容】

【0 0 0 2】

可変サイクルターボファンラムジェットエンジンは、低亜音速マッハ数から約マッハ 6 の高超音速マッハ数の間の航空機飛行速度を提供するために使用される。特許文献 1 に記載されるような周知のエンジンは、コアエンジンシステム及びデュアルモードオーグメンタを含む。デュアルモードオーグメンタは、追加加熱を与えて、コアエンジンシステムから流出する空気流を排気し、エンジン推力を増加させる。コアエンジンシステムは、動力を与えてファンアセンブリを駆動し、通常、コンプレッサ、燃焼器、高圧タービン及び低圧タービンを直列、すなわち軸流関係に備える。デュアルモードオーグメンタは、コアエンジンの下流に位置し、コアエンジン及びコアエンジンを包囲するバイパスダクトから空気の供給を受ける。しかしながら、オーグメンタは化学量論比によって推力増加レベルに限定され、そのため、エンジンが広範囲の動作飛行速度にわたって効率的に動作するために、いくつかの異なる燃焼システムが必要とされる。

【特許文献 1】米国特許 5, 6 9 4, 7 6 8 号明細書

【特許文献 2】米国特許 2 6 3 5 4 2 0 号明細書

【特許文献 3】米国特許 2 7 0 5 3 9 6 号明細書

【特許文献 4】米国特許 3 7 2 6 0 9 1 号明細書

【特許文献 5】米国特許 3 9 1 6 6 2 1 号明細書

【特許文献 6】米国特許 4 3 1 2 1 8 5 号明細書

【特許文献 7】米国特許 5 0 7 6 0 5 3 号明細書

【特許文献 8】米国特許 5 5 1 3 4 8 9 号明細書

【特許文献 9】米国特許 5 6 9 4 7 6 8 号明細書

【特許文献 10】米国特許 5 8 7 3 2 4 0 号明細書

【特許文献 11】米国特許 5 9 3 7 6 3 5 号明細書

【特許文献 12】米国特許 6 0 0 3 3 0 1 号明細書

【特許文献 13】米国特許 6 4 4 2 9 3 0 号明細書

【特許文献 14】米国特許 6 4 7 7 8 2 9 号明細書

- 【特許文献 1 5】米国特許 6 5 5 0 2 3 5 号明細書
- 【特許文献 1 6】米国特許 6 6 3 7 1 8 7 号明細書
- 【特許文献 1 7】米国特許 6 6 6 6 0 1 8 号明細書
- 【特許文献 1 8】WO 8 7 / 0 6 9 7 6 号明細書