

【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 20 年 1 月 17 日 (2008.1.17)

【公開番号】特開 2005-155621 (P2005-155621A)
 【公開日】平成 17 年 6 月 16 日 (2005.6.16)
 【年通号数】公開・登録公報 2005-023
 【出願番号】特願 2004-336213 (P2004-336213)
 【国際特許分類】

F 0 2 K 3/077 (2006.01)

F 0 2 K 3/065 (2006.01)

【F I】

F 0 2 K 3/077

F 0 2 K 3/065

【手続補正書】

【提出日】平成 19 年 11 月 16 日 (2007.11.16)

【手続補正 1】

【補正対象書類名】特許請求の範囲

【補正対象項目名】全文

【補正方法】変更

【補正の内容】

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

後方 F L A D E 式ガスタービンエンジン (1) であって、

低圧タービンセクション (1 5 0) に被駆動接続されたファンセクション (1 1 5) と

、

前記ファンセクション (1 1 5) と前記低圧タービンセクション (1 5 0) との間に設置されたコアエンジン (1 8) と、

前記コアエンジン (1 8) を囲みかつ前記ファンセクション (1 1 5) と流体連通したファンバイパスダクト (4 0) と、

前記低圧タービンセクション (1 5 0) の下流に設置されかつ前記ファンバイパスダクト (4 0) と流体連通したミキサ (4 9) と、

前記ミキサ (4 9) の下流に設置された後方 F L A D E タービン (1 6 0) と、

前記後方 F L A D E タービン (1 6 0) の半径方向外側に配置されかつ該後方 F L A D E タービン (1 6 0) に結合された少なくとも 1 つの後方 F L A D E ファンブレード (5) の列と、

を含み、

前記 F L A D E ファンブレード (5) の列が、前記ファンセクション (1 1 5) を囲む F L A D E ダクト (3) を横切って半径方向に延びている、
 エンジン (1) 。

【請求項 2】

前記ファンセクション (1 1 5) へのファン入口 (1 1) と、

前記 F L A D E ダクト (3) への環状の F L A D E 入口 (8) と、

をさらに含み、

前記 F L A D E 入口 (8) が、前記ファンセクション (1 1 5) の実質的に軸方向後方に設置されている、

請求項 1 記載のエンジン (1) 。

【請求項 3】

さらに、前記後方 F L A D E タービン (1 6 0) が、前記低圧タービンセクション (1

50)の低圧タービン(19、21又は319)に接続されかつ該低圧タービン(19、21又は319)と共に回転可能である、請求項1記載のエンジン(1)。

【請求項4】

前記ファンセクション(115)へのファン入口(11)と、
前記FLADEダクト(3)への環状のFLADE入口(8)と、
をさらに含み、
前記FLADE入口(8)が、前記ファンセクション(115)の実質的に軸方向後方に設置され、
前記FLADE入口(8)が、前記コアエンジン(18)の軸方向後方に設置されている、
請求項3記載のエンジン(1)。

【請求項5】

前記後方FLADEタービン(160)がフリータービンである、請求項1記載のエンジン(1)。

【請求項6】

航空機(124)であって、
該航空機の胴体(113)内に設置された後方FLADE式ガスタービンエンジン(1)を含み、該ガスタービンエンジン(1)が、
低圧タービンセクション(150)に被駆動接続されたファンセクション(115)と、
前記ファンセクション(115)と前記低圧タービンセクション(150)との間に設置されたコアエンジン(18)と、
前記コアエンジン(18)を囲みかつ前記ファンセクション(115)と流体連通したファンバイパスダクト(40)と、
前記低圧タービンセクション(150)の下流に設置されかつ前記ファンバイパスダクト(40)と流体連通したミキサ(49)と、
前記ミキサ(49)の下流に設置された後方FLADEタービン(160)と、
前記後方FLADEタービン(160)の半径方向外側に配置されかつ該後方FLADEタービン(160)に結合された少なくとも1つの後方FLADEファンブレード(5)の列と、を含み、
前記FLADEファンブレード(5)の列が、前記ファンセクション(115)を囲むFLADEダクト(3)を横切って半径方向に延びている、
航空機(124)。

【請求項7】

前記ファンセクション(115)へのファン入口(11)と、
前記FLADEダクト(3)への環状のFLADE入口(8)と、
をさらに含み、
前記FLADE入口(8)が、前記ファンセクション(115)の実質的に軸方向後方に設置されている、
請求項6記載の航空機(124)。

【請求項8】

前記胴体(113)に対して面一に取付けられたFLADE空気吸入口(129)及びエンジン空気吸入口(127)をさらに含み、
前記FLADE空気吸入口(129)が、前記エンジン空気吸入口(127)から軸方向にオフセットし、
前記エンジン空気吸入口(127)が、エンジン固定入口ダクト(126)によって前記ファン入口(11)に接続されかつ該ファン入口(11)と流体連通し、
前記FLADE空気吸入口(129)が、FLADE固定入口ダクト(128)によって前記FLADE入口(8)に接続されかつ該FLADE入口(8)と流体連通している、

請求項 7 記載の航空機（ 1 2 4 ）。

【請求項 9】

エンジンの入口ダクト通路（ 1 1 1 ）と F L A D E 固定入口ダクト（ 1 2 6 及び 1 2 8 ）とをさらに含み、前記入口ダクト通路（ 1 1 1 ）及び F L A D E 固定入口ダクト（ 1 2 6 及び 1 2 8 ）が、それぞれ二次元的でありかつそれぞれ該入口ダクト通路（ 1 1 1 ）と前記ファン及び F L A D E 入口（ 1 1 及び 8 ）との間の遷移区間（ 1 1 9 ）において終端している、請求項 8 記載の航空機（ 1 2 4 ）。

【請求項 1 0】

前記エンジン（ 1 ）内に配置されかつ前記後方 F L A D E タービン（ 1 6 0 ）に被駆動接続された動力抽出装置（ 2 6 4 ）をさらに含む、請求項 9 記載の航空機（ 1 2 4 ）。