

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4366178号
(P4366178)

(45) 発行日 平成21年11月18日(2009.11.18)

(24) 登録日 平成21年8月28日(2009.8.28)

(51) Int.Cl.	F 1
FO 1 D 5/14 (2006.01)	FO 1 D 5/14
FO 1 D 5/18 (2006.01)	FO 1 D 5/18
FO 1 D 5/28 (2006.01)	FO 1 D 5/28
FO 1 D 9/02 (2006.01)	FO 1 D 9/02 101
FO 2 C 7/00 (2006.01)	FO 1 D 9/02 102

請求項の数 10 (全 9 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2003-396596 (P2003-396596)	(73) 特許権者	390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー GENERAL ELECTRIC COMPANY アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタディ、リバーロード、1番
(22) 出願日	平成15年11月27日(2003.11.27)	(74) 代理人	100137545 弁理士 荒川 聰志
(65) 公開番号	特開2004-176723 (P2004-176723A)	(74) 代理人	100105588 弁理士 小倉 博
(43) 公開日	平成16年6月24日(2004.6.24)	(74) 代理人	100106541 弁理士 伊藤 信和
審査請求日	平成18年11月27日(2006.11.27)	(72) 発明者	マーク・グラハム・ターナー アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ジギー・アベニュー、2886番 最終頁に続く
(31) 優先権主張番号	10/305,833		
(32) 優先日	平成14年11月27日(2002.11.27)		
(33) 優先権主張国	米国(US)		

(54) 【発明の名称】長短の翼弦長と高低の高温性能と有するタービン翼形部列

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

タービン翼形部(22)の環状列と、

第1翼弦長(CL1)を有する第1の複数(41)の第1翼形部(44)と、

前記第1翼弦長より短い第2翼弦長(CL2)を有する第2の複数(43)の第2翼形部(46)と、を含み、

前記第2翼形部の少なくとも1つが、円周方向に前記第1翼形部の各隣接対(66)の間に配置され、

前記第2翼形部の第2前縁(47)が、前記第1翼形部の第1前縁(53)から下流に位置し、

前記第1及び第2翼形部が、それぞれ異なる第1及び第2の熱耐性を有しており、前記第1の熱耐性が、前記第2の熱耐性より高い、

ことを特徴とするガスタービンエンジンタービン段(19)組立体。

【請求項 2】

前記第1及び第2翼形部が、異なる合金から作られていることを特徴とする、請求項1に記載の組立体。

【請求項 3】

前記第2翼形部が、前記第1翼形部より少ない冷却空気流量を用いるように構成されていることを特徴とする、請求項1に記載の組立体。

【請求項 4】

前記第1及び第2翼形部が、異なる合金から作られ、前記第2翼形部が、前記第1翼形部より少ない冷却空気流量を用いるように構成されていることを特徴とする、請求項1に記載の組立体。

【請求項5】

円周方向に前記第1翼形部の各隣接対(66)の間に配置された、前記第2翼形部の1つ又はそれ以上を更に含み、

前記第2翼形部の第2前縁(47)が、前記第1翼形部の第1前縁(53)から下流に位置している、

ことを特徴とする、請求項1に記載の組立体。

【請求項6】

前記第1及び第2翼形部が、異なる合金から作られていることを特徴とする、請求項5に記載の組立体。

【請求項7】

前記第2翼形部が、前記第1翼形部より少ない冷却空気流量を用いるように構成されていることを特徴とする、請求項5に記載の組立体。

【請求項8】

前記第1及び第2翼形部が、異なる合金から作られ、前記第2翼形部が、前記第1翼形部より少ない冷却空気流量を用いるように構成されていることを特徴とする、請求項5に記載の組立体。

【請求項9】

タービン翼形部(22)の、軸方向に隣接する環状の上流列(34)及び下流列(36)を含み、

前記タービン翼形部(22)の環状の下流列(36)が、第1翼弦長(CL1)を有する第1の複数(41)の第1翼形部(44)と前記第1翼弦長より短い第2翼弦長(CL2)を有する第2の複数(43)の第2翼形部(46)とを含み、

前記第2翼形部の各々の少なくとも1つが、円周方向に前記第1翼形部の各隣接対(66)の間に配置され、

前記第2翼形部の第2前縁(47)が、前記第1翼形部の第1前縁(53)から下流に位置し、

前記第1及び第2翼形部が、それぞれ異なる第1及び第2の熱耐性を有しており、前記第1の熱耐性が、前記第2の熱耐性より高い、

ことを特徴とするガスタービンエンジンタービン段(19)組立体。

【請求項10】

前記第1及び第2翼形部が、異なる合金から作られていることを特徴とする、請求項9に記載の組立体。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般的にガスタービンエンジンに関し、より具体的には、ガスタービンエンジンのタービンに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンでは、空気が、圧縮機内で加圧されかつ燃焼器内で燃料と混合されて、高温の燃焼ガスを発生し、この高温燃焼ガスが複数のタービン段を通して下流に流れる。タービン段は、ステータベーンを有する固定タービンノズルを含み、該ステータベーンが、支持ディスクから半径方向外向きに延びるタービンロータブレードの下流列を通して燃焼ガスを導き、該支持ディスクがガスからの抽出エネルギーにより駆動される。

【0003】

第1段タービンノズルすなわち高圧タービンノズルが、最初に燃焼器から最も高温の燃焼ガスを受け、この燃焼ガスが第1段ロータブレードに導かれ、該第1段ロータブレード

10

20

30

40

50

が燃焼ガスからエネルギーを取り出す。第2段タービンノズルが、第1段ブレードのすぐ下流に配置されており、次いで燃焼ガスから付加的なエネルギーを取り出す第2段タービンロータブレード列が続く。

【0004】

燃焼ガスからエネルギーが取り出されると、燃焼ガスの温度は、対応して低下する。しかしながら、ガス温度は比較的に高いので、高圧タービン段は一般的に、圧縮機から抽気された冷却空気を中空のベーン及びブレード翼形部を通して流すことにより冷却されるか、及び／又は高い高温性能及び高い耐熱性の材料で作られる。タービン材料の高温性能が高ければ高いほど、タービン翼形部は高価になる。

【0005】

冷却空気は燃焼器から他へ流されるので、エンジンの全体効率は、それに応じて低下する。従って、そのような冷却空気の使用を最少にしてエンジンの全体効率を最大にし、かつより低い耐熱特性を有するタービン材料を用いることにより翼形部の費用を低下させることが非常に望ましい。

【0006】

必要とされる冷却空気の量は、燃焼ガスの温度に左右される。その温度は、エンジンのアイドル運転からその最高出力運転まで変化する。燃焼ガス温度はベーン及びブレードが受ける最大応力に直接影響するので、タービン段の冷却空気所要量は、エンジンの最大燃焼ガス温度での運転に耐えるのに有効なものでなければならないが、そのような運転状態は、エンジン運転時の比較的に短い時間の間に起こる。

【0007】

例えば、乗客又は貨物を運ぶために飛行中の航空機に動力を供給する民間航空機用のガスタービンエンジンでは、航空機の離陸の間にその最も高温の運転状況が生じる。軍用の航空機用のエンジン用途においては、最も高温の運転状況は、軍事作戦行動に左右されるが、一般的にアフターバーナの作動を伴う離陸の間に起こる。また、発電機に動力を供給する地上設置式ガスタービンエンジンにおいては、最も高温の運転状態は一般的に、暑い日中のピーク電力状態の間に起こる。

【0008】

従って、最大燃焼ガス温度は、エンジンの作動又は運転条件にわたって時間と共に変化する。最大燃焼ガス温度はまた、ガスが燃焼器の出口環状空間から吐出される時に、円周方向及び半径方向の両方向で空間的に変化する。この空間的な温度変化は一般的に、燃焼器パターン及び従来から知られているプロファイル係数で表わされる。最も高い温度環境は、燃焼器からの高温ストリークがステータベーンすなわちノズル及び回転ブレードにおける上流翼形部列内に温度変化を生じさせるようなガス流の部分において起こる。上流ウェーク及び高温ストリークにより引き起こされる不安定さにより、翼形部が高温であり、正圧側面が負圧側面より高温になり、かつ流路の中間部分が低温であるようなパターンが、タービンを通るガス流内に生じる。ロータ内では、絶対フレーム内の円周方向の変動が、上流の不安定な乱れを引き起こす。ノズルの低温ウェーク及び燃焼器の高温ストリークは、大きな不安定な温度変動を生じさせる。

【0009】

従って、一般的に各タービン段は、ブレード又はベーンのいずれかが、そのすぐ上流に位置する燃焼ガス内で時間的にも空間的にも生じる最大燃焼ガス温度に耐えるように特別に設計される。各ベーン及びブレード列内の翼形部は、互いに同一であるので、その冷却構成と材料及びその材料特性もまた同一であり、このことは、個々の段が受ける最大燃焼ガス温度における適当な冷却及び熱耐性を与えて、熱応力を含む最大翼形部応力を容認可能限界内に維持しタービン段の適当な有効寿命を保証するのには有効である。

【特許文献1】米国特許 9 1 0 2 6 6 号明細書

【特許文献2】米国特許 2 9 2 0 8 6 4 号明細書

【特許文献3】米国特許 3 3 4 7 5 2 0 号明細書

【特許文献4】米国特許 4 7 5 8 1 2 9 号明細書

10

20

30

40

50

【特許文献 5】米国特許 5 1 5 2 6 6 1 号明細書
 【特許文献 6】米国特許 5 2 3 6 3 0 7 号明細書
 【特許文献 7】米国特許 5 2 9 9 9 1 4 号明細書
 【特許文献 8】米国特許 5 5 8 4 6 5 2 号明細書
 【特許文献 9】米国特許 5 6 3 4 7 6 8 号明細書
 【特許文献 10】米国特許 5 7 0 6 6 4 7 号明細書
 【特許文献 11】米国特許 6197424 号明細書
 【特許文献 12】米国特許 6 4 0 2 4 5 8 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

10

【0010】

従って、低い高温性能を備えかつ低い冷却要件しか必要としない、ガスタービンエンジン及びそのタービン翼形部を得ることが非常に望ましい。

【課題を解決するための手段】

【0011】

ガスタービンエンジンタービン段組立体は、タービン翼形部の環状列を有する。タービン翼形部の環状列は、第1翼弦長を有する第1の複数の第1翼形部と、該第1翼弦長より短い第2翼弦長を有する第2の複数の第2翼形部とを含む。第2翼形部の少なくとも1つが、円周方向に第1翼形部の各隣接対の間に配置され、第2翼形部の第2前縁が、第1翼形部の第1前縁から下流に位置する。第1及び第2翼形部は、それぞれ異なる第1及び第2の高温性能を有しており、該第1の高温性能は、該第2の高温性能より高い。第1及び第2翼形部の異なる第1及び第2の高温性能は、第1及び第2翼形部を異なる合金から作るか、又は第2翼形部を第1翼形部より少ない冷却空気流量を用いるように構成するか、又はこれらの方を組合せることによって達成することができる。第2翼形部の1つ又はそれ以上を、第1翼形部の各対の間に配置することができる。

20

【0012】

組立体の1つの実施形態は、タービン翼形部の、軸方向に隣接する環状の上流列及び下流列を有するガスタービンエンジンタービン段である。タービン翼形部の環状の下流列は、第1翼弦長を有する第1の複数の第1翼形部と該第1翼弦長より短い第2翼弦長を有する第2の複数の第2翼形部とを含む。第2翼形部の各々の少なくとも1つが、円周方向に第1翼形部の各対の間に配置される。第2翼形部の第2前縁は、第1翼形部の第1前縁から下流に位置する。第1及び第2翼形部は、それぞれ異なる第1及び第2の高温性能を有しており、該第1の高温性能は、該第2の高温性能より高い。組立体の別の実施形態では、タービン翼形部の環状の上流列は、ベーンの第1列内にあり、単一の翼形部翼弦長を有する。タービン翼形部の環状の下流列は、第1ロータ段内にある。

30

【0013】

本発明の前述の態様及び他の特徴を、添付の図面に関してなされる以下の記述において説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0014】

40

図1に示すのは、ターボファン式ガスタービンエンジン10の燃焼器及び高圧タービン部分である。エンジン10は、中心軸線8の周りに画定されており、下流方向に直列に流体連通した状態で、ファン(図示せず)と、多段式軸流圧縮機12(一部を示す)と、環状の燃焼器14と、2段式高圧タービン16と、多段式低圧タービン(図示せず)とを含む。運転時、空気18は、圧縮機内で加圧され燃焼器内で燃料と混合されて、高温の燃焼ガス20を発生し、該燃焼ガス20は、高圧及び低圧タービンを通って下流方向に流れ、該タービンが燃焼ガスからエネルギーを取り出す。高圧タービンは、圧縮機に動力を供給し、また低圧タービンは、従来型の構成でファンに動力を供給し、離陸から、巡航、降下、そして着陸まで飛行中の航空機を推進する。

【0015】

50

図2に更に示すのは、下流方向に直列に流体連通した状態の高圧タービン16の第1段19及び第2段20である。第1段19は、下流方向に直列に流体連通した状態で、第1ペーン列25を有する第1ノズル23と第1ロータブレード列29を有する第1ロータ段27とを含む。第2段21は、下流方向に直列に流体連通した状態で、第2ペーン列35を有する第2ノズル33と第2ロータブレード列39を有する第2ロータ段37とを含む。ブレード及びペーン列の各々は、高温ガス流路28を横切って延びるタービン翼形部22の列を含む。タービン翼形部22は、下流方向51に前縁LEから後縁TEまで延びる翼弦長CLを有する。

【0016】

エンジン10は、アイドリングから離陸、巡航、降下、及び着陸まで変化する運転状況又は出力で作動する。作動の間に発生する燃焼ガス20の最高温度は、一時的にかつ様々な運転状況に対応して変化する。エンジンの運転中に燃焼器14から吐出される燃焼ガス20は、タービン翼形部22の間で円周方向及び半径方向の両方向に変化する空間的な温度分布を有する。翼形部22の上流列34により発生する不安定な高温ストリークは、次ぎの翼形部の下流列36に影響を与える。翼形部22は、熱保護が行われ、十分な熱耐性すなわち高温性能を有して、流れの異常が引き起こす高温環境に耐えなければならない。タービン翼形部22は、エンジン運転中に高温の燃焼ガス20を浴びせられるので、一定程度の高温性能を有していなければならない。従来から、タービン翼形部22が設置される段において燃焼ガス20がどのくらい高温であるかに応じて、異なる段における翼形部に対して異なる程度の高温性能が用いられている。高圧タービン16における燃焼ガス20は、低圧タービンにおけるよりも遙かに高温である。温度分布は、従来の方法だけでなく実験に基づく最新式三次元演算流体力学(CFD)ソフトウェアを用いて解析的に決定することが可能である。

【0017】

更に図3を参照すると、第1ロータ段27における第1ロータブレード列29内と第2段21における第2ペーン列35及び第2ロータブレード列39内とのタービン翼形部22の列は、第1翼弦長CL1を有する第1の複数41の第1翼形部44と該第1翼弦長CL1より短い第2翼弦長CL2を有する第2の複数43の第2翼形部46とを含む。第2翼形部46の少なくとも1つは、円周方向に第1翼形部44の各対66の間に配置される。第2翼形部46の第2前縁47は、距離Dだけ第1翼形部44の第1前縁53から下流に位置する。翼形部の製造費用及びエンジンの運転費用の両方を節減するために、第1及び第2翼形部44及び46は、それぞれ異なる第1及び第2の高温性能を有しており、該第1の高温性能は、該第2の高温性能より高い。第2翼形部46の1つ又はそれ以上を、図4に示すように円周方向に第1翼形部44の各対66の間に配置することができ、図4においては、第2翼形部46の2つが円周方向に第1翼形部44の各対66の間に配置されている。

【0018】

第2翼形部46の第2前縁47は第1翼形部44の第1前縁53から下流に位置しているために、より長い第1翼弦長CL1を有する第1翼形部44は、翼形部の上流列34により発生される不安定な高温ストリークから第2翼形部46を隠す。より短い第2翼弦長CL2を有する第2翼形部46は、より低温の環境で作動するので、必要な冷却空気流48はより少なくて済み、それほど高価な材料を必要としないし、又はより高水準の寿命の部品を產生することになる。第2翼形部のより低い第2の高温性能は、より少ない冷却空気流しか必要とせずかつより安価な材料しか必要としない第2翼形部を使用することを可能にする。より少ない冷却流量により、構成部品又はエンジンはより効率的なものになる。

【0019】

翼形部22の1つの例示的な実施形態では、第2翼形部46は、第1翼形部44より、より少ない量の冷却空気流48を使用するよう構成される。翼形部22の別の例示的な実施形態では、第1及び第2翼形部44及び46は、異なる合金から構成される。翼形部2

10

20

30

40

50

2の更に別の例示的な実施形態では、前の2つの実施形態の組合せが用いられ、第2翼形部46は、第1翼形部44より、より少ない量の冷却空気流48を使用するよう構成され、また第1及び第2翼形部44及び46は、異なる合金から構成される。

【0020】

再び図2を参照すると、HPT内のタービン翼形部22は一般的に、例えば様々な内部及び外部冷却構造を用いて従来の方法で冷却される。圧縮機空気18の一部分が、圧縮機から反らされ、幾つかの翼形部を通して流されて該翼形部を内部冷却するための冷却空気として用いられる。翼形部22は、少なくとも1つの内部冷却空気流回路40と該翼形部22の対向する正圧側壁及び負圧側壁を貫通して冷却空気を冷却空気流回路40からガス流路28内に吐出するフィルム冷却孔すなわち開口42とを含む。開口は、フィルム冷却孔及び/又は後縁スロット38の列の形態で構成することができ、また各翼形部のどちらか一方又は両方の側壁に配置することができる。各翼形部22の内部からの冷却空気は、様々な開口を通して吐出されて、翼形部の外部表面上に冷却空気の保護フィルムを形成して高温燃焼ガスからの付加的な保護を行う。

【0021】

本発明は、単一段の高圧タービン又は二重反転式ロータを備える高圧タービン内で用いることができる。

【0022】

本発明を、例示による方法で説明した。用いた用語は、本質的には限定するものではなく説明することを意図するものであることを理解されたい。本明細書中では本発明の好ましくかつ例示的な実施形態であると考えられるものを説明してきたが、本明細書における教示から本発明の他の変更形態が当業者には明らかになるものであり、従って、そのような変更形態は、本発明の技術思想及び技術的範囲内に含まれるものとして、特許請求の範囲で保護されることを望む。

【0023】

なお、特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【図面の簡単な説明】

【0024】

【図1】1つの列内に2つの異なる翼弦長を有する冷却式タービン翼形部列の例示的な実施形態を有するガスタービンエンジンの一部分の軸方向部分断面図。

【図2】図1に示すタービン段の斜視図。

【図3】図2に示す翼形部の配置の平面図。

【図4】図2に示す翼形部の別の配置の平面図。

【符号の説明】

【0025】

8 中心軸線

10 ガスタービンエンジン

12 多段式軸流圧縮機

14 燃焼器

16 2段式高圧タービン

18 空気

19 高圧タービンの第1段

20 高温燃焼ガス

21 高圧タービンの第2段

22 タービン翼形部

23 第1ノズル

27 第1ロータ段

28 高温ガス流路

29 ロータブレード

10

20

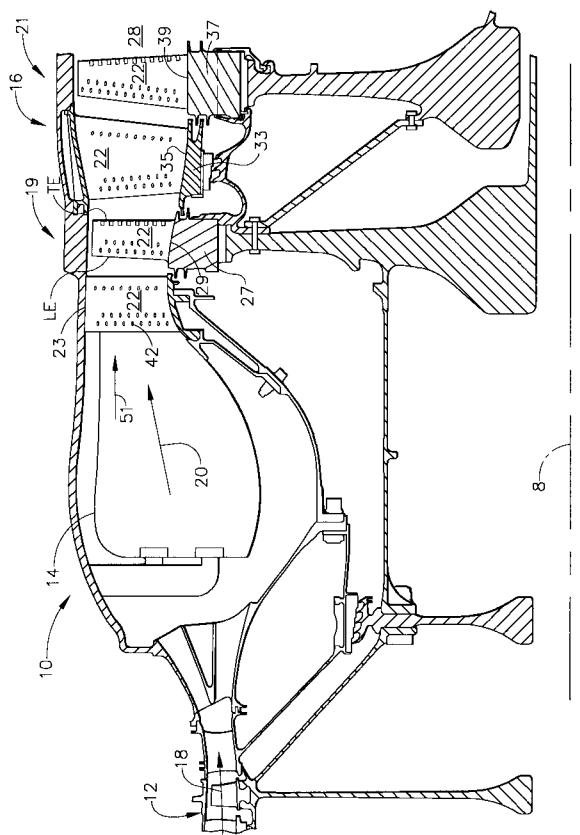
30

40

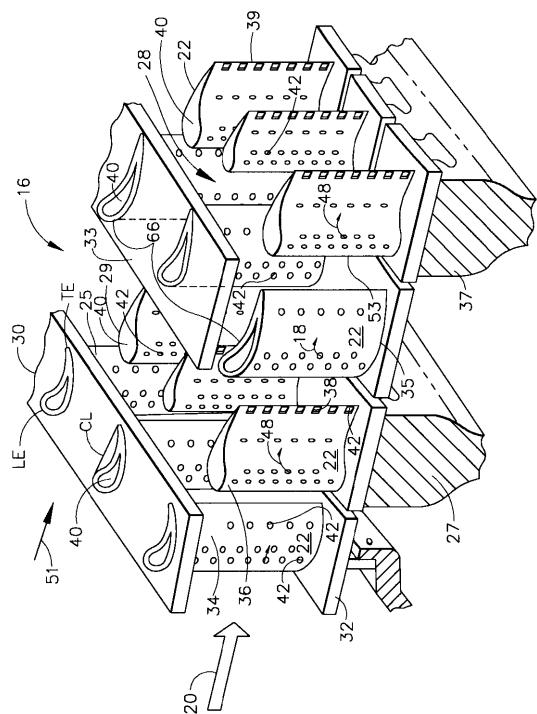
50

- | | |
|-----|------------|
| 3 3 | 第2ノズル |
| 3 5 | 第2ベーン列 |
| 3 7 | 第2ロータ段 |
| 3 9 | 第2ロータブレード列 |
| 4 2 | フィルム冷却孔 |
| 5 1 | 下流方向 |

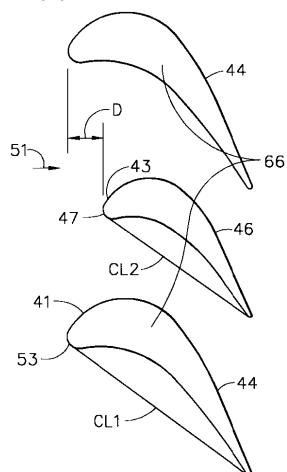
【図1】



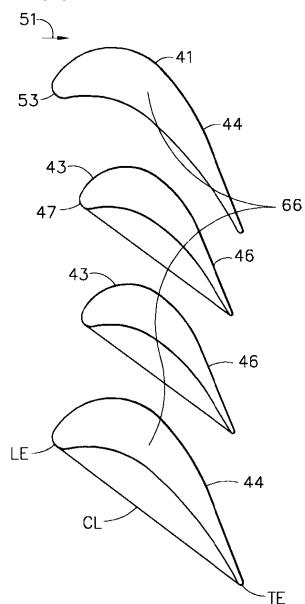
【 図 2 】



【図3】



【図4】



フロントページの続き

(51)Int.Cl.

F I

F 0 2 C 7/00

C

(72)発明者 ポール・デビッド・オークウィス

アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、コロンビア・トレイル、2808番

(72)発明者 リチャード・デビッド・シーダー

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、パクストン・レーン、10341番

審査官 平岩 正一

(56)参考文献 米国特許第03039736(US, A)

米国特許第03704075(US, A)

米国特許第05152661(US, A)

特開平03-267505(JP, A)

米国特許第05299914(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F 0 1 D 5 / 1 4

F 0 1 D 5 / 1 8

F 0 1 D 5 / 2 8

F 0 1 D 9 / 0 2

F 0 1 D 2 5 / 0 0

F 0 2 C 7 / 0 0