

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2007-198377

(P2007-198377A)

(43) 公開日 平成19年8月9日(2007.8.9)

(51) Int.C1.	F 1	FO 2 C	7/18	(2006.01)	FO 2 C	7/18	E	3 G002	テーマコード (参考)
<b>FO 2 C</b>	<b>7/18</b>	<b>(2006.01)</b>	<b>FO 2 C</b>	<b>7/18</b>	<b>A</b>				
<b>FO 1 D</b>	<b>5/28</b>	<b>(2006.01)</b>	<b>FO 2 C</b>	<b>7/18</b>	<b>C</b>				
<b>FO 1 D</b>	<b>5/18</b>	<b>(2006.01)</b>	<b>FO 2 C</b>	<b>7/00</b>	<b>C</b>				
<b>FO 1 D</b>	<b>9/02</b>	<b>(2006.01)</b>	<b>FO 2 C</b>	<b>7/00</b>	<b>D</b>				

審査請求 有 請求項の数 20 O L (全 9 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号	特願2007-10928 (P2007-10928)	(71) 出願人	590005449 ユナイテッド テクノロジーズ コーポレーション UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION アメリカ合衆国, コネチカット 06101, ハートフォード, ユナイテッド テクノロジーズ ビルディング
(22) 出願日	平成19年1月22日 (2007.1.22)		
(31) 優先権主張番号	11/340,911		
(32) 優先日	平成18年1月27日 (2006.1.27)		
(33) 優先権主張国	米国(US)		
		(74) 代理人	100096459 弁理士 橋本 剛
		(74) 代理人	100092613 弁理士 富岡 淳
		(72) 発明者	ブレーク ジャイ. ルクザック アメリカ合衆国, コネチカット, マンチェスター, グリーン ロード 176
			最終頁に続く

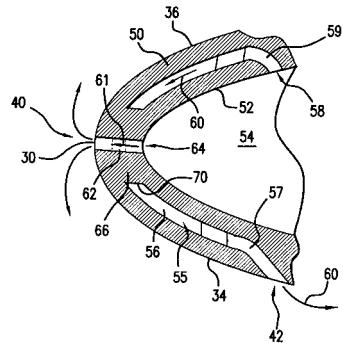
(54) 【発明の名称】被冷却铸造部品、被冷却部品製造方法、铸造部品表面冷却方法、およびガスタービンエンジンエアフォイル構成要素

## (57) 【要約】

【課題】冷却空気の流出前に熱を最小限してフィルム冷却を提供する。

【解決手段】ベーンエアフォイルの壁部には、プレナム55が前縁30に沿って配設されている。空気60は、入口58からプレナム55を通流する際に直接壁部50を冷却し、出口42から正圧側34に沿って下流へと流れる際に壁部50にフィルム冷却をもたらす。プレナム主要部56の支柱部分66を貫通して、出口通路62が入口64から出口40まで延びている。支柱部の外周面70は、空気60によって冷却され、これにより、空気61が入口64と出口40の間を通過する際に空気61の加熱が制限される。したがって、空気61は出口40から流出する際には低温となっているため、フィルム冷却効果が向上する。

【選択図】図2



**【特許請求の範囲】****【請求項 1】**

被冷却铸造部品であって、  
外側表面と、  
少なくとも 1 つの入口ポートから複数の出口ポートまで延びる冷却通路システムと、  
を含み、  
前記通路システムは、  
前記複数の出口のうち少なくとも第 1 の出口まで延びるとともに、少なくとも 1 つの支柱部分を取り囲む第 1 の通路と、  
前記複数の出口のうち少なくとも第 2 の出口まで延びるとともに、前記少なくとも 1 つの支柱部分を貫通する第 2 の通路と、  
を含む被冷却铸造部品。

**【請求項 2】**

前記部品は、実質的にコーティングされた铸造物からなることを特徴とする請求項 1 に記載の被冷却铸造部品。

**【請求項 3】**

前記部品は、  
ガスター・ビンエンジンのベーン、  
ガスター・ビンエンジンのブレード、  
ガスター・ビンエンジンのブレード外側エアシール、  
ガスター・ビンエンジンの燃焼器の構成部品、  
のうちの 1 つであることを特徴とする請求項 1 に記載の被冷却铸造部品。

**【請求項 4】**

前記部品は、ニッケルベースの超合金铸造物からなることを特徴とする請求項 1 に記載の被冷却铸造部品。

**【請求項 5】**

前記部品は、タービンエンジンのエアフォイル構成要素であり、  
前記第 1 の通路は、前縁側冷却プレナムであることを特徴とする請求項 1 に記載の被冷却铸造部品。

**【請求項 6】**

翼幅方向に配列された少なくとも 5 つの支柱部分を含むことを特徴とする請求項 5 に記載の被冷却铸造部品。

**【請求項 7】**

被冷却部品を製造する方法であって、  
複数の供給通路を形成することと、  
前記供給通路の少なくとも 1 つと連通するとともに、複数の支柱部分を有するプレナムを形成することと、  
前記複数の支柱部分を貫通するとともに、少なくとも 1 つの供給通路と連通する出口通路を形成することと、  
を含む被冷却部品製造方法。

**【請求項 8】**

コアアッセンブリを覆って铸造することと、  
前記コアアッセンブリを破壊的に取り外すことと、  
を含み、  
前記コアアッセンブリの第 1 の部分により、基本的に前記供給通路が形成され、  
前記コアアッセンブリの第 2 の部分により、前記支柱部分を取り囲む前記プレナムの少なくとも一部分が形成されることを特徴とする請求項 7 に記載の被冷却部品製造方法。

**【請求項 9】**

前記出口通路の形成は、前記支柱部分を通してドリル加工することを含む請求項 7 に記載の被冷却部品製造方法。

10

20

30

40

50

**【請求項 10】**

前記プレナムの形成は、前記支柱部分を画定する開口部を備えた耐熱金属ベースのコアを用いて鋳造することを含む請求項 7 に記載の被冷却部品製造方法。

**【請求項 11】**

前記出口通路の形成は、前記支柱部分を通してドリル加工することを含む請求項 10 に記載の被冷却部品製造方法。

**【請求項 12】**

前記出口通路の形成は、前記開口部を通じて延びる歯部を備えた第 2 の耐熱金属コアを用いて鋳造することを含む請求項 10 に記載の被冷却部品製造方法。

**【請求項 13】**

タービンエンジンのエアフォイル構成要素の鋳造に用いられ、

前記プレナムの形成が、前縁側プレナムとして前記プレナムを位置決めすることを含むことを特徴とする請求項 7 に記載の被冷却部品製造方法。

**【請求項 14】**

ガスタービンエンジンのエアフォイル構成要素であって、

第 1 の端部および第 2 の端部と、

前縁および後縁と、

正圧側および負圧側と、

複数の第 1 の出口を有する前縁側プレナムを含んだ内部冷却通路システムと、

を有するエアフォイルを備え、さらに、

前記前縁側プレナムを横切って延びる少なくとも 1 つの支柱部分と、

前記少なくとも 1 つの支柱部分を貫通して少なくとも 1 つの第 2 の出口まで延びる少なくとも 1 つの出口通路と、

を備えることを特徴とするガスタービンエンジンエアフォイル構成要素。

**【請求項 15】**

前記構成要素は、ベーンであり、

前記第 1 の端部および第 2 の端部は、内側シュラウドセグメントおよび外側シュラウドセグメントにそれぞれ位置することを特徴とする請求項 14 に記載のガスタービンエンジンエアフォイル構成要素。

**【請求項 16】**

複数の支柱部分を備え、該支柱部分の各々が、対応する出口通路を有することを特徴とする請求項 14 に記載のガスタービンエンジンエアフォイル構成要素。

**【請求項 17】**

鋳造部品の表面を冷却する方法であって、

前記鋳造部品のチャンバ内の 1 つまたは複数の支柱部分の周囲を通して、1 つまたは複数の第 1 の出口から流出するように、前記チャンバ内を通して第 1 の冷却流を流すことと、

1 つまたは複数の第 2 の出口から出し、前記部品の表面に沿ってフィルム冷却をもたらすように、前記 1 つまたは複数の支柱部分を通して第 2 の冷却流を流すことと、

を含む方法。

**【請求項 18】**

前記第 1 および第 2 の冷却流は、单一の通路から送られることを特徴とする請求項 17 に記載の鋳造部品表面冷却方法。

**【請求項 19】**

前記第 1 および第 2 の冷却流は、タービンエンジンのブレードまたはベーンのインピングメント通路または供給通路の一方である单一の通路から送られることを特徴とする請求項 17 に記載の鋳造部品表面冷却方法。

**【請求項 20】**

前記チャンバはエアフォイルの前縁部分に沿ったプレナムであり、

前記第 2 の冷却流が通流する複数の支柱部分を含むことを特徴とする請求項 17 に記載

10

20

30

40

50

の铸造部品表面冷却方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、高温の構成部品の冷却に関する。より詳細には、本発明はガスタービンエンジンの構成部品のフィルム冷却に関する。

【背景技術】

【0002】

航空宇宙産業においては、ガスタービンエンジンの構成部品などの構成部品の冷却に関して充分に発達した技術が存在する。例示的な構成部品としては、ガスタービンエンジンのブレードおよびベーンが挙げられる。例示的なブレードおよびベーンは、ブレードまたはベーンのエアフォイルを通流し、エアフォイル表面の冷却孔から流出する空気によって冷却される。この冷却機構には、空気がエアフォイルを通流する直接冷却、および空気がエアフォイルから流出した後に下流のエアフォイル表面の近傍に沿って流れるフィルム冷却が含まれる。

【発明の開示】

【課題を解決するための手段】

【0003】

有効なフィルム冷却をもたらすためには、フィルム冷却用空気が流出する前に熱を最小限に抑えることが望ましい。これは、第1の空気流を用いて、第2の空気流が通流する通路を冷却するものであり、したがって、第2の空気流は、第1の空気流を用いない場合と比べて、より低温で流出することとなる。

【0004】

したがって、本発明の1つの態様は、外側表面を有する被冷却铸造部分を含む。冷却通路システムは、少なくとも1つの入口ポートから複数の出口ポートまで伸びている。この通路システムは、前記複数の出口のうち少なくとも第1の出口まで伸びるとともに、少なくとも1つの支柱部分（ポスト）を取り囲む第1の通路を含む。また、この通路システムは、前記複数の出口のうち少なくとも第2の出口まで伸びるとともに、前記少なくとも1つの支柱部分を貫通する第2の通路を含む。

【発明を実施するための最良の形態】

【0005】

図1は、概略的なガスタービンエンジンのベーン20を示している。例示的なベーンは、単一の铸造物から形成されるとともに、内側プラットフォーム24と外側シュラウド26との間で翼幅（スパン）方向に伸びるエアフォイル22を備える。例示的なプラットフォームおよびシュラウドは、環状のセグメントであり、これらのプラットフォームおよびシュラウドのエッジをそれぞれ互いに付け合わせ、シールすることにより円周方向のベーンの列が形成される。エアフォイル22は、前縁30および後縁32を有する。前縁と後縁との間で正圧側34および負圧側36が流れ方向に伸びている。

【0006】

例示的なエアフォイルは、プラットフォームおよびシュラウドの少なくとも一方における1つまたは複数のポート38を通って、エアフォイルに沿った孔の列から流出する空気流により冷却される。図1の例示的なエアフォイルは、翼幅方向に整列した一連の第1の孔/出口40および第2の孔/出口42を備え、第1の孔/出口40は、前縁30あるいはその近傍に配列され、第2の孔/出口42は、前縁30のすぐ下流側で正圧側34に沿って配列されている。エアフォイルは、正圧側、負圧側および後縁の出口（図示せず）に沿った付加的なフィルム冷却孔（図示せず）など他の孔を備えていてもよい。

【0007】

図2は、エアフォイルの前縁30近傍の領域を図示している。このエアフォイルは、翼幅方向に伸びる前縁側供給通路54の境界をなすとともに局所的に内側表面52を有する壁部50を備える。この壁部には、主要部56を備えた冷却プレナム55が前縁に亘って

10

20

30

40

50

配設されている。出口 4 2 は、対応する正圧側の出口通路 5 7 の端部におけるプレナム 5 5 の出口である。対応する翼幅方向の一連の入口 5 8 により、対応する入口通路 5 9 から空気がプレナムに供給される。したがって、第 1 の空気流 6 0 は、入口 5 8 からプレナム 5 5 内に流入して出口 4 2 から流出し、正圧側 3 4 に沿って下流方向に流れる。したがって、第 1 の空気流 6 0 は、プレナムに隣接する壁部 5 0 を直接冷却するとともに、出口 4 2 の下流における正圧側 3 4 に沿って壁部 5 0 にフィルム冷却をもたらす。

#### 【 0 0 0 8 】

前縁 3 0 付近の冷却は特に重要である。付加的な冷却をもたらすように、一連の出口通路 6 2 が、供給通路 5 4 に沿って、対応する入口 6 4 から出口 4 0 まで直接延びている。通路 6 2 により、空気流 6 1 が導かれて出口 4 0 から流出する。通路 6 2 は、プレナムの主要部 5 6 の支柱部分（ポスト）6 6 を貫通して延びている。支柱部分 6 6 は、壁部 5 0 の内側部分と外側部分との間に亘っている。各支柱部分の外周面 7 0 は、空気流 6 0 によって冷却される。この冷却により、第 2 の空気流 6 1 が入口 6 4 と出口 4 0 の間を通過する際に第 2 の空気流 6 1 の加熱が制限される。したがって、空気流 6 1 は出口 4 0 から流出するときには比較的低温となっており、これにより、特に向上したフィルム冷却効果がもたらされる。

#### 【 0 0 0 9 】

ベース 2 0 や他の被冷却構成部品は、インベストメント鋳造によって形成され得る。例示的な工程では、耐熱金属コア（R M C ）1 0 0（図 3 ）を用いて、プレナム 5 5 を鋳造し、セラミックのフィードコア（feed core）1 0 2 を用いて、供給通路 5 4 を鋳造する。図 3 では、模型用金型 1 0 4 内でフィードコア 1 0 2 に組み付けられた R M C 1 0 0 が図示されている。例示的な金型 1 0 4 は、一対の金型半部つまりブル 1 0 6 , 1 0 8 を含み、この半部は、コアアッセンブリを覆って犠牲模型材料（例えば、天然ろうまたは合成ろう）を成形するキャビティ 1 1 2 を画定するように位置決めされた内側面 1 1 0 を有する。成形後、模型は、金型から取り外され、シェルで覆われる（例えば、複数回のスタッコイングにより）。次いで、溶融金属を鋳込む型を形成するように、シェルからろうを除去して、シェルを焼成する。鋳込後、シェルおよびコアアッセンブリが除去される（例えば、シェルを機械的に壊し、コアアッセンブリを化学的に除去する）。機械加工や保護コーティングなど、鋳造物に付加的な処理を施してもよい。

#### 【 0 0 1 0 】

図 4 ~ 図 7 には、例示的な R M C （耐熱金属コア）1 0 0 をさらに詳細に図示している。R M C 1 0 0 は、第 1 の翼幅方向端部 1 2 2 から第 2 の翼幅方向端部 1 2 4 まで延びる本体 1 2 0 を有する。本体 1 2 0 は、プレナムの主要部 5 6 を鋳造する形状を有する。したがって、本体 1 2 0 には、支柱部 6 6 を鋳造する形状を備えて配設された開口部 1 2 6 が翼幅方向に配列されている。支柱部形成用の開口部 1 2 6 は、内側コア表面 1 2 8 と外側コア表面 1 3 0 との間に延びている。本体 1 2 0 は、第 1 の縁部 1 4 0 を有し、この縁部 1 4 0 から延びるタブ 1 4 2 が翼幅方向に配列されている。また、本体 1 2 0 は、第 2 の縁部 1 4 4 を有し、この縁部 1 4 4 から延びるタブ 1 4 6 が翼幅方向に配列されている。タブ 1 4 2 の近接部分は、プレナムの出口通路 5 7 を鋳造するように構成かつ配設される。タブ 1 4 2 の遠位部分は、金型に対して R M C を配置するように、対応する金型のコンパートメント内に受容される。その後、タブ 1 4 2 の遠位部分は、鋳造中に R M C 1 0 0 を保持 / 配置するようにシェル内に埋め込まれてもよい。タブ 1 4 6 の近位部分は、入口通路 5 9 を鋳造するように構成かつ配設される。タブ 1 4 6 の遠位部分は、フィードコア 1 0 2 に対して R M C 1 0 0 を配置かつ固定するため、フィードコア 1 0 2 における 1 つまたは複数の対応するコンパートメント内に受容されるように構成されている。

#### 【 0 0 1 1 】

図 8 では、通路 6 2 および出口孔 4 0 をドリル加工する前の、鋳造したままの（鋳放し）状態の部品が図示されている。例示的なドリル加工としては、機械ドリル加工、レーザドリル加工、放電加工（E D M ）などが挙げられる。別の実施例として、通路 6 2 を鋳造してもよい。一実施例として、図 9 および図 1 0 に、通路 6 2 および出口 4 0 を形成する

10

20

30

40

50

第2のR M C 1 5 0を示す。例示的なR M C 1 5 0は、くし形状を有しており、背部1 5 2と、この背部から延びるとともに翼幅方向に配列された歯部1 5 4と、を有する。歯部1 5 4の近位部分は、第1のR M C 1 0 0の開口部1 2 6を通るように構成かつ配置されている。また、歯部1 5 4の遠位部分は、セラミックのフィードコア1 6 0(図10;またはフィードコア1 0 2と同様であってもよい)に受容されるように構成かつ配置されている。例示的なコアの組み立て手順においては、まず、第1のR M C 1 0 0をフィードコア1 6 0に組み付ける。次いで、第1のR M C 1 0 0の開口部1 2 6を通して、第2のR M C 1 5 0の歯部1 5 4をフィードコア1 6 0内の1つまたは複数のスロットまたは他のブラインドコンパートメントに挿入して、第2のR M C 1 5 0をフィードコアに組み付ける。その後、このコアアッセンブリを模型成形用金型1 7 0内に配置する。

10

#### 【0012】

本発明の1つまたは複数の実施態様について述べた。しかし、本発明の精神ならびに範囲を逸脱することなく、種々の修正がなされることを理解されたい。例えば、基準となる構成部品の再設計を実施する場合に、基準の構成部品の細部によって、特定の実施の細部に影響が及ぶことがある。例示的な支柱部は、環状の断面形状を有しており、その周りを取り囲んでいる隣接のプレナム壁部から間隔を隔てているが、他の形態であってもよい。同様に、支柱部を貫通する孔についても種々の形状や配列が可能である。したがって、他の実施態様も添付の特許請求の範囲の範囲内にある。

#### 【図面の簡単な説明】

#### 【0013】

20

【図1】ガスタービンエンジンのベーンの概略図。

【図2】図1のベーンの2-2線に沿った断面図。

【図3】図1のベーンの鋳造用のパターンを形成する模型成形用金型およびコアアッセンブリの断面図。

【図4】図3のコアアッセンブリの耐熱金属コア(R M C)の前縁側の図。

【図5】図4のR M Cの後縁側の図。

【図6】図4のR M Cの翼幅方向の端面図。

【図7】図4のR M Cの平面図。

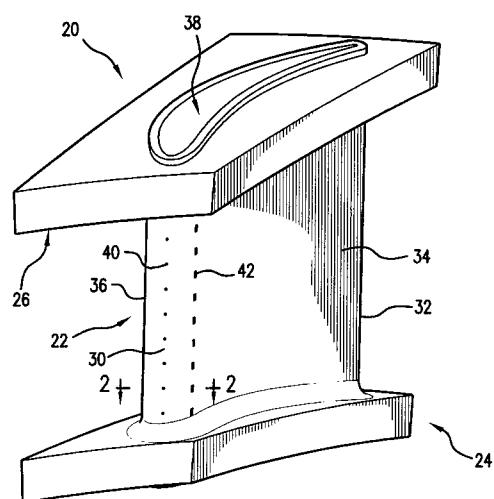
【図8】図1のベーンの中間鋳造物の断面図。

【図9】別の実施例のコアアッセンブリの平面図。

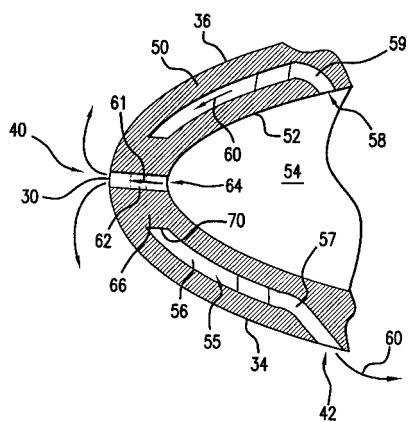
30

【図10】模型成形用金型内における図9のコアアッセンブリの断面図。

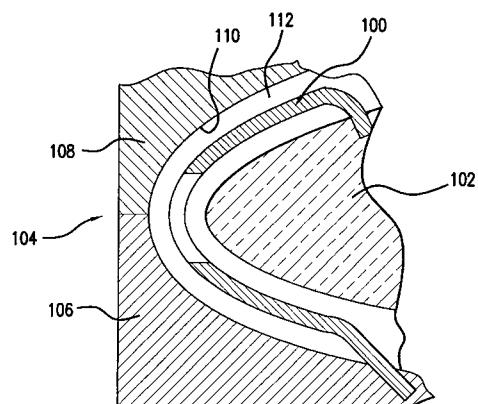
【図1】



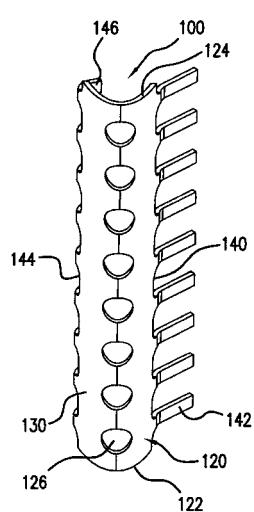
【図2】



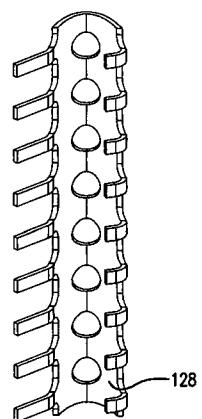
【図3】



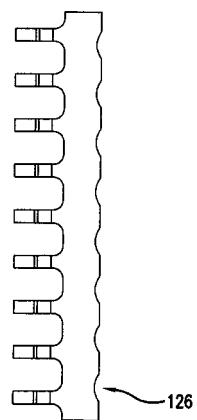
【図4】



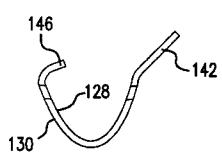
【図5】



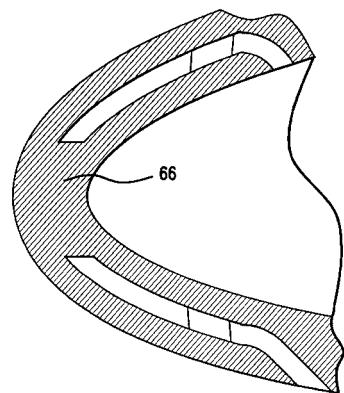
【図7】



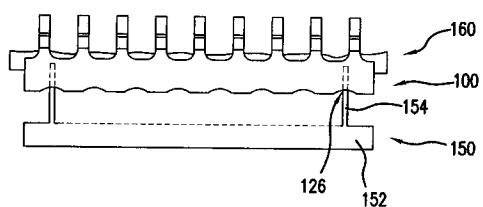
【図6】



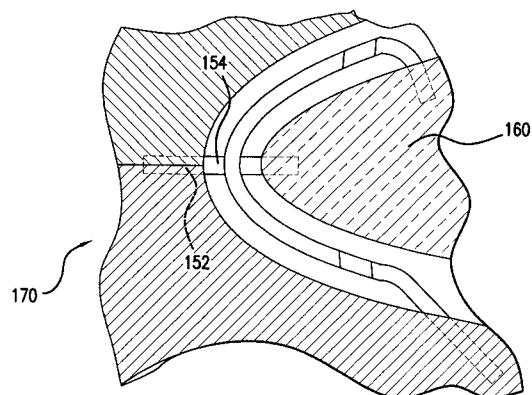
【図8】



【図9】



【図10】



## フロントページの続き

(51)Int.Cl. F I テーマコード(参考)  
**F 01D 25/00 (2006.01)** F 01D 5/28  
F 01D 5/18  
F 01D 9/02 102  
F 01D 25/00 L

(72)発明者 エリック エル. コーチ

アメリカ合衆国, コネチカット, サウス ウィンザー, ベネディクト ドライブ 359

F ターム(参考) 3G002 CA02 CA06 CA07 CA11 CB01 CB02 EA06 GA05 GA07 GA08  
GB01