

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5030811号  
(P5030811)

(45) 発行日 平成24年9月19日(2012.9.19)

(24) 登録日 平成24年7月6日(2012.7.6)

(51) Int.Cl.

F 1

**B64G 1/66 (2006.01)**B 64 G 1/66  
B 64 G 1/00B  
A

請求項の数 4 (全 7 頁)

(21) 出願番号 特願2008-34025 (P2008-34025)  
 (22) 出願日 平成20年2月15日 (2008.2.15)  
 (65) 公開番号 特開2009-190593 (P2009-190593A)  
 (43) 公開日 平成21年8月27日 (2009.8.27)  
 審査請求日 平成22年4月9日 (2010.4.9)

(73) 特許権者 000006208  
 三菱重工業株式会社  
 東京都港区港南二丁目16番5号  
 (74) 代理人 100078499  
 弁理士 光石 俊郎  
 (74) 代理人 100074480  
 弁理士 光石 忠敬  
 (74) 代理人 100102945  
 弁理士 田中 康幸  
 (74) 代理人 100120673  
 弁理士 松元 洋  
 (72) 発明者 黒田 能克  
 愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム  
 製作所内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】宇宙機システム

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

1段又は2段以上のロケットに切り離し可能に衛星を搭載した宇宙機において、前記衛星は、前記衛星が前記ロケットから切り離された後に前記衛星の制御を行うと共に前記衛星が前記ロケットから切り離される前は前記ロケットの制御をも行う電子機器を備えたことを特徴とする宇宙機システム。

## 【請求項 2】

前記衛星には無線機及び各種センサが備えられ、前記電子機器は信号線を介して該無線機及び該各種センサと接続されることを特徴とする請求項1記載の宇宙機システム。

## 【請求項 3】

前記ロケットには各段毎にロケットエンジンが備えられ、前記電子機器は信号線を介して該ロケットエンジンと接続されることを特徴とする請求項1又は2記載の宇宙機システム。

## 【請求項 4】

前記ロケットにはブースターが付属し、前記電子機器は信号線を介して該ブースターのロケットエンジンと接続されることを特徴とする請求項1, 2又は3記載の宇宙機システム。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

本発明は、宇宙機システムに関する。詳しくは、簡素、かつ、低成本で軽量な宇宙機システムを提供するものである。

【背景技術】

【0002】

従来の宇宙機システムを図2に示す。図2は、第1段ロケット10及び第2段ロケット20よりなる2段式ロケットに関するものである。

【0003】

即ち、第1段ロケット10上に第2段ロケット20を設け、第2段ロケット20上の先端部としてフェアリング30を形成する。

第1段ロケット10は、燃料タンク11及びロケットエンジン12を備え、更に、ロケットエンジン42, 52を有する複数のブースター40, 50が付属している。 10

第2段ロケット20は、燃料タンク21及びロケットエンジン22を備え、第2段ロケット20上のフェアリング30内には、衛星60が切り離し可能に搭載されている。

【0004】

従って、第1段ロケット10及びブースター40, 50を点火して打ち上げた後、第1段ロケット10から第2段ロケット20を切り離しつつ第2段ロケット20を点火して大気圏外に到達したら、衛星60を切り離して、衛星60を軌道上に乗せることが可能である。

上述した従来の宇宙機システムにおいては、第1段ロケット10及び第2段ロケット20は、ロケット専用の各種センサ、無線機及び電子機器（コンピュータ）を持ち、これらの各種センサ、無線機及び電子機器を使用して、ロケットの制御を行っていた。 20

【0005】

即ち、第1段ロケット10、第2段ロケット20は、加速度センサ、角加速度センサ（ジャイロ）等の各種センサ13, 23をそれぞれ備えており、更に、地上側基地局との交信のための無線機14, 24及び電子機器（コンピュータ）15, 25をそれぞれ備え、電子機器15, 25は、ロケット専用バス（信号線）70を介して、これら各種センサ13, 23、無線機14, 24及びロケットエンジン12, 22と電気的に接続されている。

【0006】

更に、ブースター40, 50にも、各種センサ43, 53、無線機44, 54及び電子機器45, 55がそれぞれ備えられ、電子機器45, 55は、ロケット専用バス（信号線）70を介して、これらの各種センサ43, 53、無線機44, 54及びロケットエンジン42, 52と電気的に接続されている。 30

従って、これらの電子機器15, 25, 45及び55は、各種センサ13, 23, 43及び53により得られた信号に基づき、かつ、無線機14, 24, 44及び54で受信された指令に基づき、ロケットエンジン12, 22, 42, 52を制御することが可能である。

【0007】

一方、2段式ロケットにより大気圏外に運ばれる衛星60は、2段式ロケットから分離した後、衛星内に搭載された衛星専用の各種センサ、無線機及び電子機器（コンピュータ）を使用して衛星自体の制御を行っている。 40

即ち、衛星60内には、衛星専用の各種センサ63、地上側基地局との交信のための無線機64及び電子機器（コンピュータ）65が備えられ、電子機器65は、衛星専用バス（信号線）80を介して、これら各種センサ63、無線機64と電気的に接続されている。

【0008】

従って、2段式ロケットから分離された衛星60においては、電子機器65が、各種センサ63により得られた信号に基づき、かつ、無線機64で受信された指令に基づき、衛星自体を制御することが可能である。

**【発明の開示】****【発明が解決しようとする課題】****【0009】**

上述した従来の宇宙機システムにおいて、2段式ロケットは、衛星60を大気圏外に送り出した後に、多数の高価な各種センサ13, 23, 43及び53、無線機14, 24, 44及び45、電子機器15, 25, 45及び55と共に廃棄されるため、これらの機器を含む分だけ第1段ロケット10、第2段ロケット20のコストの増大、重量の増大を招くと共に第1段ロケット10、第2段ロケット20内におけるシステムが複雑となるため、打ち上げ準備期間が長くなるという不都合もあった。

**【0010】**

10

なお、衛星を搭載しない航空宇宙ビークルについての通信構造が特許文献1に開示されている。

特許文献1に、「...イニシエータ及びセンサがオードナンス・コントローラ14により制御されるようなアドレス可能な共通バス22を介して結合されるので有利である。...」と記載される通り（段落[0020]）、アドレス可能な共通バス22を使用することにより、単一のオードナンス・コントローラ14によりイニシエータ及びセンサが制御されることとなる。

**【課題を解決するための手段】****【0011】**

20

上記課題を解決する本発明の請求項1に係る宇宙機システムは、1段又は2段以上のロケットに切り離し可能に衛星を搭載した宇宙機において、前記衛星は、前記衛星が前記ロケットから切り離された後に前記衛星の制御を行うと共に前記衛星が前記ロケットから切り離される前は前記ロケットの制御を行なう電子機器を備えたことを特徴とする。

**【0012】**

上記課題を解決する本発明の請求項2に係る宇宙機システムは、請求項1記載の宇宙機システムにおいて、前記衛星には無線機及び各種センサが備えられ、前記電子機器は信号線を介して該無線機及び該各種センサと接続されることを特徴とする。

**【0013】**

30

上記課題を解決する本発明の請求項3に係る宇宙機システムは、請求項1又は2記載の宇宙機システムにおいて、前記ロケットには各段毎にロケットエンジンが備えられ、前記電子機器は信号線を介して該ロケットエンジンと接続されることを特徴とする。

**【0014】**

上記課題を解決する本発明の請求項4に係る宇宙機システムは、請求項1, 2又は3記載の宇宙機システムにおいて、前記ロケットにはブースターが付属し、前記電子機器は信号線を介して該ブースターのロケットエンジンと接続されることを特徴とする。

**【発明の効果】****【0015】**

本発明の請求項1に係る宇宙機システムは、1段又は2段以上のロケットに切り離し可能に衛星を搭載した宇宙機において、衛星に搭載された電子機器が衛星の制御を行うだけでなくロケットの制御を行なうため、ロケットにはロケット専用のセンサ、無線機、電子機器を搭載する必要がなくなり、その結果、これらの機器を省略する分だけロケットのコストが低減すると共に軽量となるだけでなく、ロケット内におけるシステムが簡素化し、打ち上げ準備期間が短縮するという効果を奏する。

40

**【0016】**

本発明の請求項2に係る宇宙機システムは、衛星がロケットから切り離された後において、衛星に搭載された電子機器が信号線を介して各種センサにより得られる信号に基づいて、かつ、無線機で受信された指令に従って、衛星を制御することができる。

**【0017】**

本発明の請求項3に係る宇宙機システムは、衛星がロケットから切り離される前において、衛星に搭載された電子機器が、信号線を介して、ロケットの各段毎に搭載されるロケ

50

ットエンジンを制御することができる。

**【0018】**

本発明の請求項4に係る宇宙機システムは、衛星がロケットから切り離される前において、衛星に搭載された電子機器が信号線を介して、ロケットに付属するブースターのロケットエンジンを制御することができる。

**【発明を実施するための最良の形態】**

**【0019】**

本発明は、1段又は2段以上のロケットに切り離し可能に衛星を搭載した宇宙機において、ロケットにはロケット専用のセンサ、無線機、電子機器（コンピュータ）を搭載せず、衛星がロケットから切り離される前においては、衛星に搭載した電子機器によりロケットの制御を行うものであり、以下に実施例として説明する様が、本発明を実施するための最良の形態である。 10

**【実施例1】**

**【0020】**

本発明の第1の実施例に係る宇宙機システムを図1に示す。本実施例は、第1段ロケット10及び第2段ロケット20よりなる2段式ロケットに適用したものである。

**【0021】**

即ち、第1段ロケット10上に第2段ロケット20を設け、第2段ロケット20上の先端部としてフェアリング30を形成する。

第1段ロケット10は、燃料タンク11及びロケットエンジン12を備え、更に、ロケットエンジン42, 52を有する複数のブースター40, 50が付属している。 20

第2段ロケット20は、燃料タンク21及びロケットエンジン22を備え、第2段ロケット20上のフェアリング30内には、衛星60が切り離し可能に搭載されている。

本実施例の宇宙機システムは2段式としたが、1段式とすることもでき、また、ブースター40, 50は省略することも可能である。

**【0022】**

ここで、第1段ロケット10、第2段ロケット20は、加速度センサ、角加速度センサ（ジャイロ）等の各種センサ、地上側基地局との交信のための無線機及び電子機器（コンピュータ）は搭載されていない。

また、ブースター40, 50にも、各種センサ、無線機及び電子機器（コンピュータ）は搭載されていない。 30

**【0023】**

一方、第2段ロケット20上のフェアリング30内に切り離し可能に搭載される衛星60内には、加速度センサ、角加速度センサ（ジャイロ）等の各種センサ63、地上側基地局との交信のための無線機64及び電子機器（コンピュータ）65が備えられている。

電子機器65は、ロケット・衛星共通バス（信号線）90を介して、これら各種センサ63、無線機64と電気的に接続され、更に、第1段ロケット10のロケットエンジン12、第2段ロケット20のロケットエンジン22及びブースター40, 50のジェットエンジン42, 52と電気的に接続されている。ロケット・衛星共通バス90としては、特許文献1に開示されるものが使用可能である。 40

**【0024】**

従って、電子機器65は、ロケット・衛星共通バス90を介して、2段式ロケットから衛星60が分離される前においては、各種センサ63により得られた信号に基づき、かつ、無線機64で受信された指令に基づき、ロケットエンジン12, 22, 42, 52を全て制御することが可能であり、また、2段式ロケットから衛星60が分離された後においては、各種センサ63により得られた信号に基づき、かつ、無線機64で受信された指令に基づき、衛星自体を制御することが可能である。

**【0025】**

なお、図中では省略したが、ロケットエンジン12, 22, 42, 52には圧力センサ、温度センサ等が付随しており、これら各種センサと電子機器65とはロケット・衛星共 50

通バス 9 0 を介して電気的に接続されている。

また、ロケット・衛星共通バス 9 0 は、衛星 6 0 が 2 段式ロケットから分離される際に、衛星側部分とロケット側部分に分割されることになる。

#### 【 0 0 2 6 】

上述した通り、本実施例においては、第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 にはロケット専用のセンサ、無線機、電子機器（コンピュータ）を搭載せず、衛星 6 0 が第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 から切り離される前においては、衛星 6 0 に搭載した電子機器 6 5 が第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 の制御を行うものであり、その結果、これらの機器を省略する分だけ第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 のコストが低減すると共に軽量となるだけでなく、第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 内におけるシステムが簡素化し、打ち上げ準備期間が短縮するという効果を奏す。10

#### 【 0 0 2 7 】

言い換えると、従来の宇宙機システムでは、高価な電子機器、センサ、無線機が衛星分離後にロケットと共に無駄に廃棄されていたため、高コスト、重量大であり、また、システムが複雑なため長い打ち上げ準備が必要であったのに比較し、本願発明は、最小限の電子機器、センサ、無線機により構成される最小限のシステムとなるため、超低成本で軽量となると共に究極の即応性を得られる。

#### 【 0 0 2 8 】

なお、衛星 6 0 が第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 から切り離された後は、従来通り、衛星 6 0 に搭載した電子機器 6 5 により衛星自体の制御を行うものである。20

また、衛星 6 0 に搭載される電子機器 6 5 は、衛星自体の制御を行うに十分な性能・機能を有するため、第 1 段ロケット 1 0 、第 2 段ロケット 2 0 の制御を行うに十分な性能・機能を備えるものである。

更に、上記実施例では、ロケットエンジン 1 2 , 2 2 が燃料タンク 1 1 , 1 2 内の液体燃料を使用することを前提として説明したが、液体燃料に限らず、固体燃料を使用するものにおいても本発明は適用可能なものであり、同様に、ブースター 4 0 , 5 0 においても、液体燃料に限らず、固体燃料を使用できるものである。

上記実施例では、2 段式ロケットに適用した場合について説明したが、3 段式、4 段式以上の多段式ロケットにも本発明は適用可能なものである。

#### 【 産業上の利用可能性 】

#### 【 0 0 2 9 】

本発明は、簡素、かつ、低成本で軽量な宇宙機システムとして広く産業上利用可能なものである。

#### 【 図面の簡単な説明 】

#### 【 0 0 3 0 】

【図 1】本発明の第 1 の実施例に係る宇宙機システムの概略図である。

【図 2】従来技術に係る宇宙機システムの概略図である。

#### 【 符号の説明 】

#### 【 0 0 3 1 】

1 0 第 1 段ロケット

2 0 第 2 段ロケット

3 0 フェアリング

4 0 , 5 0 ブースター

6 0 衛星

6 3 各種センサ

6 4 無線機

6 5 電子機器（コンピュータ）

7 0 ロケット専用バス（信号線）

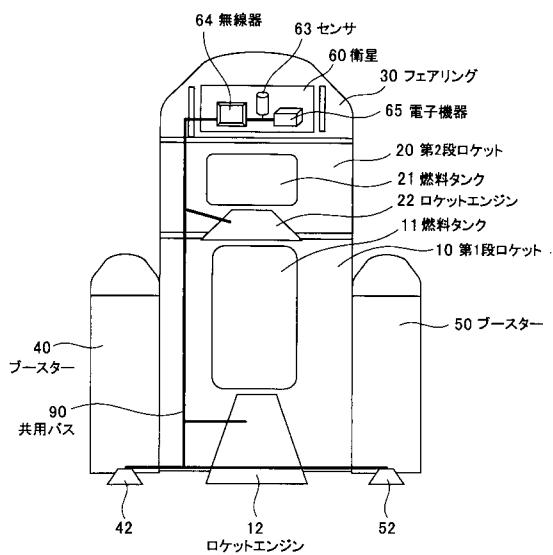
8 0 衛星専用バス（信号線）

9 0 ロケット・衛星共通バス（信号線）

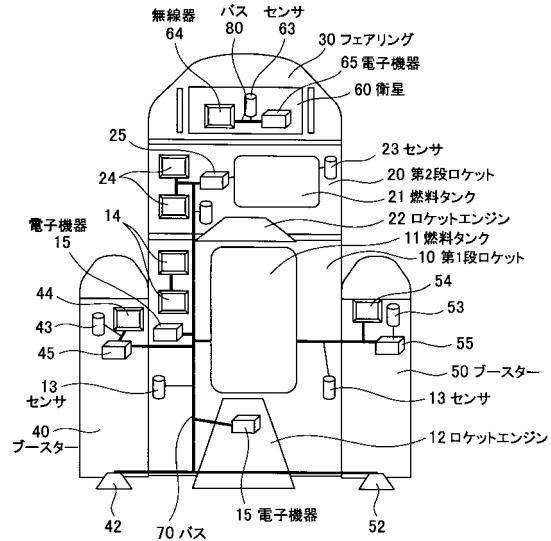
40

50

【図1】



【図2】



---

フロントページの続き

(72)発明者 湿美 正博

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所内

(72)発明者 阿部 直彦

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所内

(72)発明者 加藤 昌浩

愛知県小牧市大字東田中1200番地 三菱重工業株式会社名古屋誘導推進システム製作所内

審査官 北村 亮

(56)参考文献 特開2003-020000(JP,A)

特開2007-085627(JP,A)

特開平04-113997(JP,A)

特開2004-210032(JP,A)

特開平09-058597(JP,A)

特開2005-178771(JP,A)

特表2010-516989(JP,A)

米国特許第7137588(US,B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64G 1/66

B64G 1/00