

昭和57年度8～9月期における人工  
衛星及び人工衛星打上げ用ロケット  
打上げ結果の評価について

( 報 告 )

昭和57年12月

宇宙開発委員会第四部会

昭和57年度8～9月期における人工衛星  
及び人工衛星打上げ用ロケットの打上げ結  
果の評価について（報告）

昭和57年12月17日

宇宙開発委員会第四部会

宇宙開発委員会第四部会は、昭和57年度8～9月期において宇宙開発事業団が行ったNロケット9号機（F）（N-1ロケット7号機（F））による技術試験衛星Ⅲ型（ETS-Ⅲ、「きく4号」）の打上げの結果を評価するために必要な技術的事項について、昭和57年11月4日以来、慎重に調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

## 目 次

I	Nロケット9号機(F)(N-Iロケット7号機(F))による	
	技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)の打上げ .....	1
	1. 打上げの概要 .....	1
	2. 打上げ結果の分析と今後の対策 .....	3
II	総 合 意 見 .....	9
参考1	昭和57年度8~9月期における人工衛星及び人工衛星打上げ	
	用ロケットの打上げ結果の評価に関する審議について .....	21
参考2	宇宙開発委員会第四部会構成員 .....	22

# I Nロケット9号機(F)(N-Iロケット7号機(F))による技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)の打上げ

## 1. 打上げの概要

### (1) 目的

今回の打上げは、Nロケット9号機(F)(N-Iロケット7号機(F))によって技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)を高度約1000 kmの円軌道に投入することにより、大電力を必要とする人工衛星等に共通な技術の開発能力を高めるなどのため、三軸姿勢制御、太陽電池パドル及び能動式熱制御に関する実験を行うとともに、併せて宇宙機器に関する搭載実験を行うことを目的としたものである。

### (2) N-Iロケット7号機(F)の概要

N-Iロケット7号機(F)は全長約32.6 m、外径約2.4 m、発射時の総重量約90トンの3段式ロケットで、重量約130 kgの静止衛星を打ち上げる能力を有している。

今回打ち上げたN-Iロケット7号機(F)は、ETS-I、ISS等を打ち上げたN-Iロケットと基本的には同じロケットであり、その主要諸元及び形状はそれぞれ表1及び図1に示すとおりである。

### (3) 技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)の概要

ETS-Ⅲは、縦0.85 m、横0.85 m、高さ2.1 mの箱形の本体に、幅0.88 m、長さ2.5 mの太陽電池パドル2枚を取り付けた三軸姿勢制御安定方式の衛星であり、打上げ時の衛星重量は約383 kgである。

その形状、主要諸元、システム構成及び分解図は、それぞれ図2、表2、図3及び図4に示すとおりである。

また、ETS-Ⅲに搭載された4種類の実験機器の概要を表3に示す。

#### (4) 打上げ経過及び結果

発 射 時 刻：昭和57年9月3日14時00分

(日本標準時、以下同じ)

打 上 げ 場 所：宇宙開発事業団種子島宇宙センター

発射方位角：93.5度

発射時の天候：晴、北北東の風4.0m/秒、気温28.8°C

第1段液体ロケット及び固体補助ロケットの燃焼は正常に行われ、固体補助ロケットの切離し、第1段液体ロケットの切離しに引き続き、第2段液体ロケットの燃焼も正常に行われた。また、この間、電波誘導も正常に行われた。

その後、第3段スピンアップ、第2段切離し及び第3段固体ロケットの燃焼が正常に行われ、引き続いて、発射後26分58秒に第3段固体ロケットと衛星との分離が行われた。

技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)は、「きく4号」(KIKU 4)と命名され、その軌道はその後の軌道計算により次のとおりであることが確認された。

	計 画 値	実 測 値
近地点高度(km)	1000	967.5
遠地点高度(km)	1000	1229.5
軌道傾斜角(度)	45.0	44.6
周 期(分)	105.1	107.2

(昭和57年9月4日現在)

この軌道は、衛星の設計条件1000±200kmと比べると遠地点高度が若干高いものとなっている。

軌道投入後も、衛星は正常に動作し、デスピン、太陽電池パドルの展開、地球サーチ・捕捉、ヨー捕捉及び太陽捕捉・追尾の一連の制御を経て、衛星分離後約5.6分で所定の三軸姿勢を確立した。(図5)

その後、初期段階前半においては、姿勢制御系機器、テレメトリコマンド系機器、太陽電池パドルとバッテリーを含む電源系機器、推進系機器、熱制御系機器等衛星基本機器の点検が順次行われ正常に機能することが確認された。また、アンローディング機能、18.0°姿勢変更機能、軌道制御機能等の基本機能も正常であることが確認された。

しかしながら、テレメトリデータによるとヨー軸及びロール軸まわりの変動率(ヨーレート及びロールレート)が計画値を上回っていることが示された。その後の検討の結果、ヨー姿勢が衛星の一周回(約107分)を周期として、最大約10度程度の大きさで正負両方向に振れている現象が確認された。

なお、ロール姿勢及びピッチ姿勢は計画値の範囲に保たれている。

初期段階後半に当る10月初めから11月中旬にかけて搭載実験機器の機能点検が行われ、磁気姿勢制御装置、能動式熱制御装置、イオンエンジン装置及びビジコンカメラが正常に動作することが確認された。

今回の打上げの経過は以上のとおりであり、軌道の遠地点が衛星の設計条件を若干超え、また、ヨー姿勢の誤差が大きくなっているが、基本機器、搭載実験機器の運用等衛星の運用に支障はない。

なお、VHF帯コマンド回線に一時回線不良が起り、コマンドが実行されない現象が発生したが、地球局の送信電力を増加することにより支障なく運用されている。

## 2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、ETS-Ⅲの軌道の遠地点が若干高く、また、ヨー姿勢

の誤差が大きくなっているが、三軸姿勢制御、太陽電池パドル、能動式熱制御等の基本機器及び搭載実験機器は支障なく運用されている。

衛星の軌道高度の誤差、ヨー姿勢の誤差及びVHF帯コマンド回線不良に関する分析と今後の対策は次のとおりである。

#### (1) 衛星の軌道高度の誤差

衛星の軌道は、衛星の設計条件である $1000 \pm 200$  kmに対し、遠地点において若干高いものとなった。

軌道の誤差は、各段の推力評価の誤差、第1段及び第2段の誘導制御の誤差、第3段切離し時の第3段ロケット姿勢の誤差等により生じるが、ロケットの飛行中のテレメトリデータには特段の問題はなく、ロケットの飛行に異常はなかった。

そのため、衛星軌道の誤差は種々の段階での微小な誤差が蓄積することにより生じたものと推定される。

衛星が設計条件より高い遠地点高度の軌道に投入されたことによる衛星運用上の支障は生じていない。

なお、今後、人工衛星の打上げに用いられるN-IIロケットでは慣性誘導システムが採用されていることから、軌道投入精度は高いものとなっている。

#### (2) ヨー姿勢の誤差

テレメトリデータによれば、ヨーレート及びロールレートが計画値 $0.01$ 度/秒を上回り最大 $0.06$ 度/秒を示している。

また、衛星の姿勢については、ロール姿勢及びピッチ姿勢は計画値の範囲に保たれていることが確認されたが、ヨー姿勢は、ビジコンカメラの撮像画像の解析では、計画値 $0.7$ 度を上回り正負両方向に数度から $10$

度程度振れていることが示された。

ヨー姿勢は、地球センサにより測定した姿勢の誤差を入力信号として用いるロール姿勢及びピッチ姿勢の制御とは異なり、ロールレート及びヨーレートを入力信号として用いて制御を行っている。(注)

ヨーレートのテレメトリデータを用いた解析では、ヨー姿勢は正負の方向に最大約 $10$ 度程度振れていると推定され、これは、ビジコンカメラの撮像画像の解析結果と一致する。このため、ヨーレートは衛星のヨー姿勢の変化を正しく表わしていると考えられる。

#### (注) 衛星の姿勢制御

衛星のロール姿勢及びピッチ姿勢については、地球センサによりそれぞれ誤差の大きさを測定し、これを入力として図6のように姿勢制御を行っているが、ヨー姿勢については、地球センサで誤差の大きさは測定できない。そのため、ヨー姿勢の制御は次の方法によって行っている。

i) 地球センサを地球方向に保つこと等のため、衛星は地球周回に伴ってピッチ軸回りの姿勢変更を行っており、このレート(軌道レート約 $0.06$ 度/秒)は、ヨー姿勢に誤差が無い場合は、ピッチレートとしてのみ測定されるが、ヨー姿勢に誤差がある場合には軌道レートは、ピッチレート及びロールレートの2成分として測定される。(図7) このロールレート成分の大きさは、ヨー姿勢の誤差の正弦値に比例することから、ロールレートによりヨー姿勢の誤差が求められる。

ii) 衛星の制御は、ロールレートから求められたヨー姿勢の誤差(ポジション要素)及びヨーレート(ダンピング要素)を用いて行っている。(図8)

一方、ロールレートは、主にロール姿勢の変動に伴うレート（通常0に近い）とヨー姿勢の誤差に起因する軌道レートのロール軸成分により構成されるが、衛星のロール姿勢は、計画値の範囲で制御されていることから、ロール姿勢の変動に伴うロールレートは実測値程大きなものとはならないと考えられる。

ロールレートに関するレート測定装置、リアクションホイール等の姿勢制御システム（ACS）の各構成要素及び全体システムは正常に機能している。

このことから、ヨー姿勢に大きな誤差が生じているのは、測定されているロールレートが実際のヨー姿勢を反映していないためであると考えられる。

すなわち、ロールレートについては、何らかの原因により大きな値が検出され、これがヨー姿勢の制御のための入力信号として用いられる時に、あたかもヨー姿勢の誤差が大きいものであるかのような入力として作用し、このみかけの誤差に対して制御が行われるため、結果的に大きなヨー姿勢の誤差が生じているとみられる。

ロールレートに大きな値が検出され、ヨー姿勢に計画値を超える誤差が生じる機構は以下のとおりと推定される。

① 衛星の左右に展開された太陽電池パドルは太陽追尾のため一周回一回転するようにステップモータで駆動される。ステップモータからは1秒間隔の駆動トルクが発生され、これが柔軟構造の太陽電池パドルを励振し、パドル及び構体に振動を生じさせる。

これは、パドルのねじれ及びまげの振動の合成されたものになると考えられるが、設計段階においては、この振動は十分小さく、これに伴い発生するロールレートがヨー姿勢の制御に与える影響も無視できるものと評価されていた。

② しかしながら、テレメトリデータによれば、パドル面が、衛星の進行方向に対し平行に近い向きの場合にロールレートが大きく、垂直に近い

向きの場合に小さいことが示されている。これは、パドルの面が構体に対し特定の向きにある時に共振が起こり、予想外に大きなまげの振動（面外非対称曲げモード振動）が生じ、パドルが左右に展開されていることから、この振動は大きなロールレートとなって検出されているものであるとみられる。

③ 更に、共振によりパドル及び構体に生じる振動の周波数は約2Hzと推定され、一方、レートは、1秒間隔でサンプリングされていることから、サンプリング結果は周期的な振動のうちのある位相のレート値を拾ったものとなり、パドル及び構体の振動運動があたかも一定方向の衛星の姿勢変化であるように取り扱われる。

④ これらにより、予想外に大きく、かつ一方向のロールレートが姿勢制御エレクトロニクス（ACE）に入力され、みかけの運動に対しヨー姿勢が制御されるため、ヨー姿勢の誤差が大きくなる。

なお、前述のようにヨーレートは衛星のヨー姿勢の変化を正しく示していると考えられているが、これは、①～④の過程により生じたヨー姿勢の変動を示しているものとみられる。

以上の発生機構を確認するため、太陽電池パドルのステップモータの駆動を停止してロールレート及びヨーレートを測定したところ、これらの値は計画値の範囲であり推定を裏付ける結果となった。

このヨー姿勢の誤差は姿勢制御系のハードウェア自体の故障により生じたものではないため、冗長系への切替え等により正常に復する手段は無い。

なお、ヨー姿勢の誤差は、計画値を超えているものの、ピッチ姿勢及びロール姿勢は計画値の範囲で制御されており、これにより衛星のヨー軸の地球指向が確実に行われていることから、衛星の運用に支障はないものと考えられる。

今後の対策としては、三軸姿勢制御系のシステムを構成する際には、

太陽電池パドル等柔軟構造体の振動の影響評価を十分に行うとともに、今回の様な太陽電池パドルの駆動が姿勢制御に与える影響に配慮し、パドルの駆動方法（駆動トルクの大きさと駆動周期）、レートのサンプリング周期等について適切な措置を講じる必要がある。

### (3) VHF帯コマンド回線不良

初期段階の第1周回から第26周回及び第45周回から第51周回にかけ、国内追跡管制所からのVHF帯コマンドの実行が一時的に不可能となる現象が発生した。

衛星の通信系機器には異常は認められない。

この現象は、衛星が低仰角で運用される場合、また特定の方向にある場合に多発していることから、多重路伝搬による電界変動、外来雑音の干渉が原因と推定される。併せて、電離層観測データとの比較から、磁気嵐の影響もあるものとみられる。その後は、地球局からのコマンド送信出力の増加（400W→4kW）、またはSバンドの利用によりVHF帯回線不良は解決した。

## II 総合意見

宇宙開発事業団が実施したNロケット9号機（F）（N-Iロケット7号機（F））による技術試験衛星Ⅲ型（ETS-Ⅲ）の打上げについては、基本機器及び搭載実験機器は正常に機能しており、また、衛星のヨー姿勢の誤差が大きいものの、この原因究明が進められ、今後の衛星開発に有用な成果が得られたことから所期の目的は達成されていると考えられる。

なお、ヨー姿勢の誤差については、太陽電池パドルの振動が姿勢制御信号処理系に影響を与えることにより発生していると推定されるが、今後は、Iの2の(2)項で述べた対策を確実に実行する必要がある。



表1 N-1ロケットの主要諸元

全			段			
全 長(m)		3 257				
外 径(m)		244				
全 備 重 量(t)		9 0.38 (人工衛星及び衛星分離部を除く。)				
誘 導 方 式		電波誘導方式				
各			段			
項目	各段等	第 1 段	固体補助ロケット	第 2 段	第 3 段	衛 星 フェアリング
全 長(m)		2 144	7.2 5	5.4 4 (注1)	1.37(固体モータ長)	5.6 9
外 径(m)		2.4 4	0.7 9	1.6 2	0.94(固体モータ径)	1.6 5
全 備 重 量(t)		7 0.21	13.42 (3本分)	5.7 5 (注1)	0.7 5 (注2)	0.2 5
推進薬重量(t)		6 6.5 3	11.24 (3本分)	4.7 3	0.5 6	
平均 推 力 (10 <sup>3</sup> kgf)	メインエンジン 7 7.11 (注3) バーニアエンジン 0.4 9 × 2 (注3)	7 0.97(注3) (3本分)	5.4 4 (注4)	3.9 5 (注4)		
燃 焼 時 間(s)	メインエンジン 21 8.5 バーニアエンジン 22 4.5	3 9.1	約2 5 0	4 0.9		
推進薬種類	液化酸素／R J - 1	ポリブタジエン系 コンポジット固 体推進薬	四酸化二窒素／A-50	ポリブタジエン系 コンポジット固体 推進薬		
推進薬供給方式	ターボポンプ		ヘリウムガス押し			
比 推 力(s)	メインエンジン 24 9 (注3) バーニアエンジン 20 9 (注3)	2 3 8 (注3)	2 8 5 (注4)	2 9 1 (注4)		
姿 勢 制 御	ピ ッ チ ・ ヨ ー	メインエンジン ジンバリング		エンジンジンバリング(注5) ガスジェット(注6)		スピン安定
	ロ ー ル	バーニアエンジン		ガスジェット		
搭載電子装置		1) テレメータ送信装置 290MHz帯 PDM/FM/PM 2) 指令破壊受信装置 2600MHz帯 トーン変調		1) 誘導用レーダトラン スポンダ 5600MHz帯 2) テレメータ送信装置 2200MHz帯 PCM/PM 3) 指令破壊受信装置 2600MHz帯(2台) トーン変調 4) 追尾用レーダトラン スポンダ 5400MHz帯	1) テレメータ送 信装置 290MHz帯 PAM/FM/PM	

(注1) 第2段アダプタを含む。 (注3) 海面上 (注5) 推力飛行時  
(注2) スピンテーブルを含む。 (注4) 真空中 (注6) 慣性飛行時

図1 N-1ロケットの形状

(単位:m)

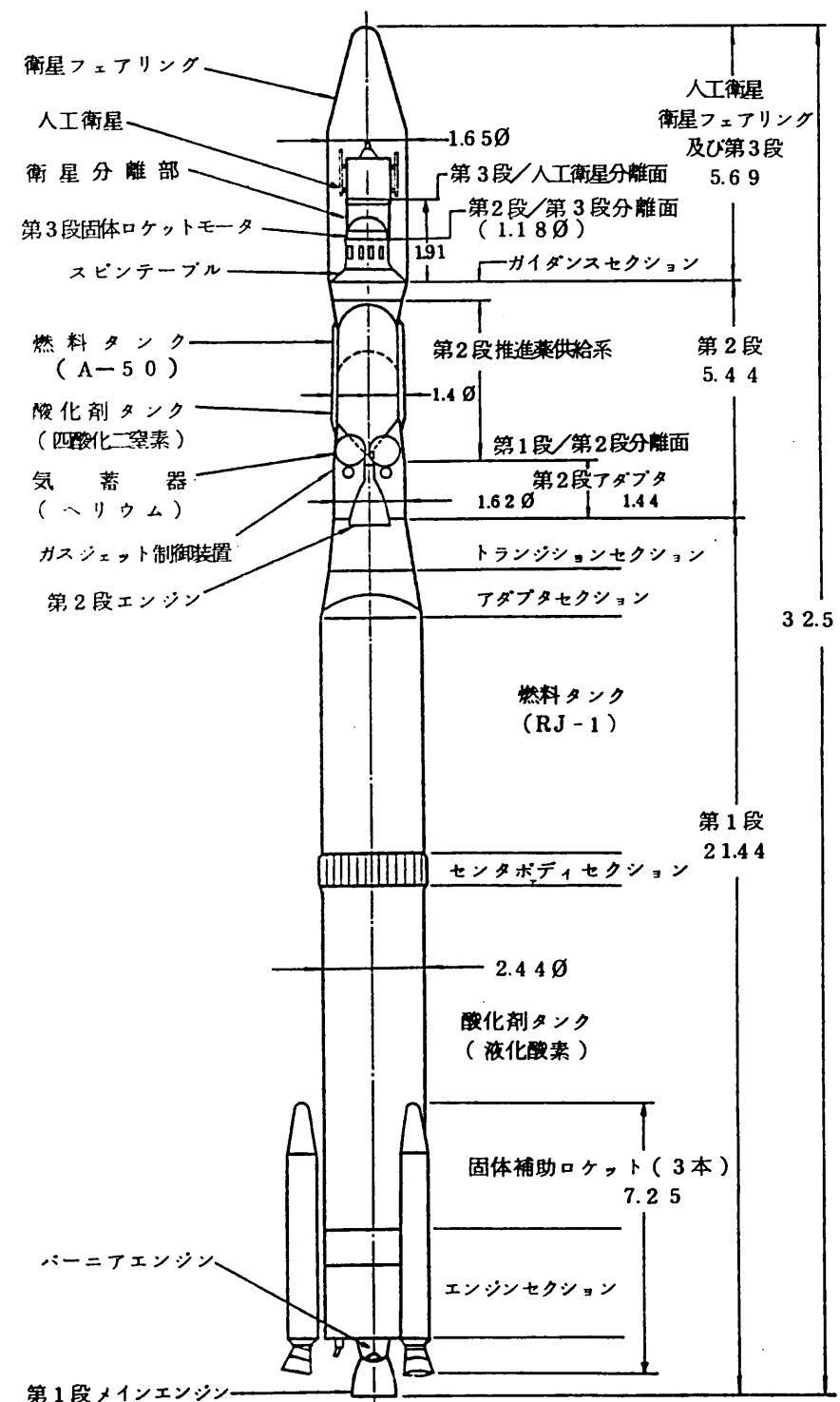


図2 ETS-IIIの形状

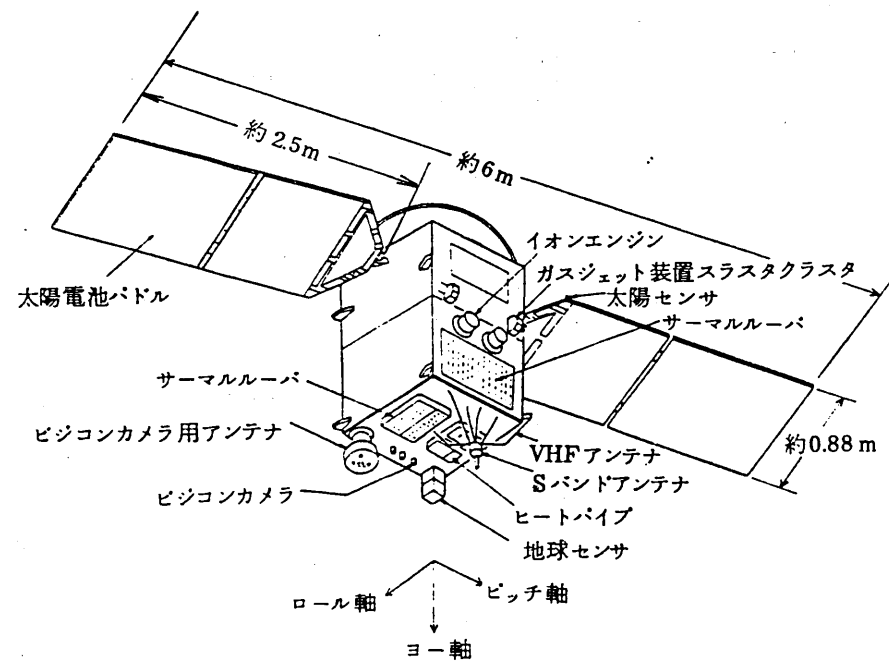


表2 ETS-III主要諸元

項目		諸元
形状	展開型太陽電池パドルを有する箱型	
	(1)箱型本体部	0.85m×0.85m×2.1m
	(2)太陽電池パドル部	0.88m×2.5m(パドルキャンティ角20°)、2枚
重量	軌道上初期	約383kg
姿勢制御法	ゼロモーメント方式3軸姿勢制御	
搭載機器	基	テレメトリ・VHF送受信機, Sバンドトランスポンダ, VHFアンテナ, コマンド系 Sバンドアンテナ, テレメトリエンコーダ, コマンドデコーダ, テープレコーダ
	本	電源系 太陽電池パドル, 電力制御器, 電力分配器(I, II), バッテリ, ショントデシベータ, オードナンス制御器, 太陽電池特性測定装置
	機	姿勢制御系 姿勢制御エレクトロニクス, 地球センサ, レート測定装置, リアクションホイール, レートジャイロ, 太陽センサ
	器	推進系 ガスジェット装置(RCS)
	構体・熱制御系	サービスペイ, ミッションペイ, 衛星アダプタ, パドル駆動装置, サーマルルーバ, 断熱ブランケット, ヒータ
	実験機器	ビジコンカメラ, イオンエンジン装置, 能動式熱制御装置, 磁気姿勢制御装置
信頼度	1年後の残存確率0.6以上(実験機器及び太陽電池特性測定装置は除く。)	
ミッション期間	約1年	

図3 ETS-IIIのシステム構成

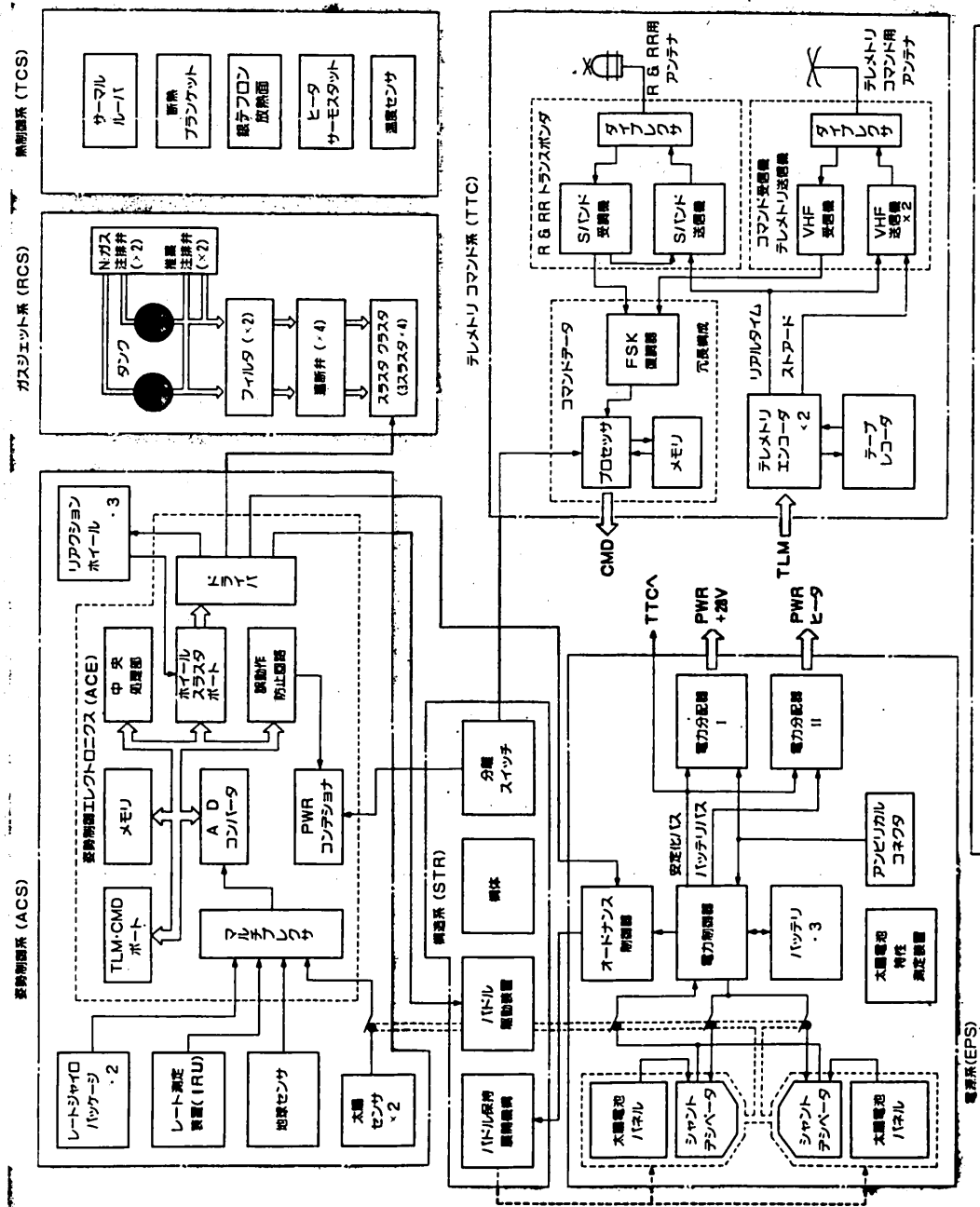


図4 ETS-III分解図

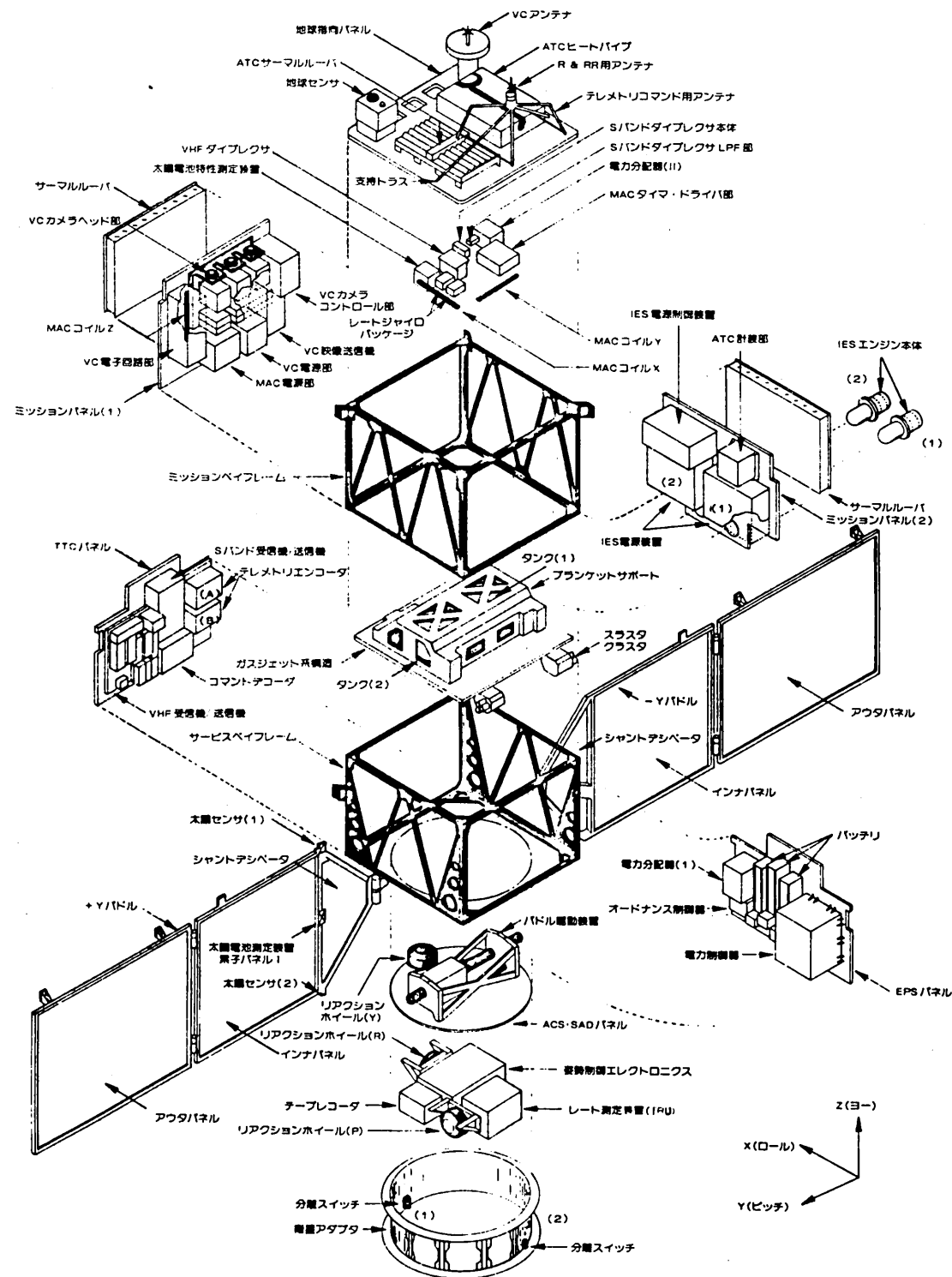
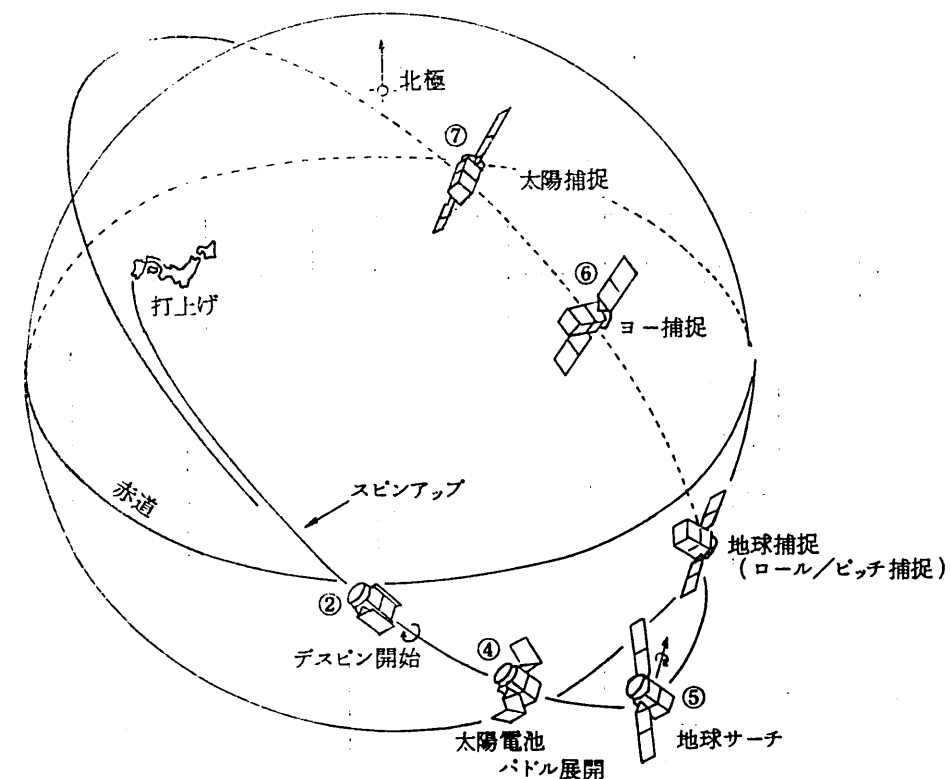


表3 ETS-III 搭載実験機器の概要

名 称	性 能	備 考
ビジコン カメラ	<ul style="list-style-type: none"> <li>有効撮像範囲 <math>280\text{ km} \times 210\text{ km}</math> (高度 <math>1000\text{ km}</math>)</li> <li>地表面素間隔 <math>437\text{ m}</math> (高度 <math>1000\text{ km}</math>)</li> <li>撮像波長帯 ch1 <math>0.48 \sim 0.60\text{ }\mu\text{m}</math> ch2 <math>0.60 \sim 0.70\text{ }\mu\text{m}</math> ch3 <math>0.70 \sim 0.88\text{ }\mu\text{m}</math></li> <li>消費電力 <math>70\text{ W}</math>以下</li> </ul>	地球画像を撮像し、これを地上へ送信する装置。
イオンエンジン装置	<ul style="list-style-type: none"> <li>推力 <math>1.8\text{ mN}</math></li> <li>比推力 <math>2000\text{ S}</math></li> <li>推進剤積載量 <math>600\text{ g}</math> (水銀) / 台</li> <li>消費電力 <math>100\text{ W}</math>以下</li> </ul>	水銀イオンを宇宙空間に噴出し推力を得る高比推力電気推進装置。
能動式 熱制御装置	<ul style="list-style-type: none"> <li>熱伝達性能 ヒートパイプ: <math>15\text{ W}</math>以上 サーマルルーバ: <math>15\text{ W}</math>以上</li> <li>消費電力 ヒートパイプ: <math>3.0\text{ W}</math>以下 サーマルルーバ: <math>25\text{ W}</math>以下</li> </ul>	液体の相変化時の潜熱による熱の授受を利用し高効率の熱伝達を行うヒートパイプ及び衛星表面の実効放射率を変化させ放熱制御を行うサーマルルーバ。
磁気姿勢 制御装置	<ul style="list-style-type: none"> <li>コイル 磁気モーメント特性 <math>0.171\text{ A T m}^2 / \text{mA}</math></li> <li>発生磁気モーメント <math>0 \sim \pm 6.36\text{ A T m}^2</math></li> <li>消費電力 <math>12\text{ W}</math>以下</li> </ul>	衛星3軸方向に取付けたコイルに生じる磁気モーメントと地磁気との相互作用によりアンローディング等を行う装置。

図5 ETS-III三軸姿勢の確立



事 象	発射後経過時間		追跡管制所等	備 考
	計 画 値	実 測 値		
1. 第3段・衛星分離	約 27分	約 27分	クリスマス	
2. デスピン開始	約 27分	約 27分	"	ガスジェットによつて衛星のスピニング速度を減じる。
3. デスピン終了 (=T)	約 42分	約 44分	サンチャゴ	
4. 太陽電池パドル展開開始 (T+3秒)	約 42分	約 44分	"	
5. 地球サーチ・捕捉開始 (T+243秒)	約 47分	約 48分	"	衛星地球指向面を地球方向へ指向させるための制御開始
6. ヨー捕捉開始 (T+993秒)	約 59分	約 60分	"	衛星ロール軸を衛星進行方向へ指向させるための制御開始
7. 太陽捕捉開始 (T+1243秒)	約 63分	約 65分	"	太陽電池パドルを太陽方向へ指向させるための制御開始
8. 太陽捕捉完了 追跡開始	約 88分	約 83分	アセンション	三軸姿勢の確立
9. 追跡テレメータ受信開始	約 111分	約 112分	増田・沖縄	テープレコーダ再生開始
10. 追跡テレメータ受信終了	約 127分	約 132分	"	

(注) デスピン終了時刻をTとし4～7はタイマにより作動する。

図6 ロール／ピッチ制御系ブロック図

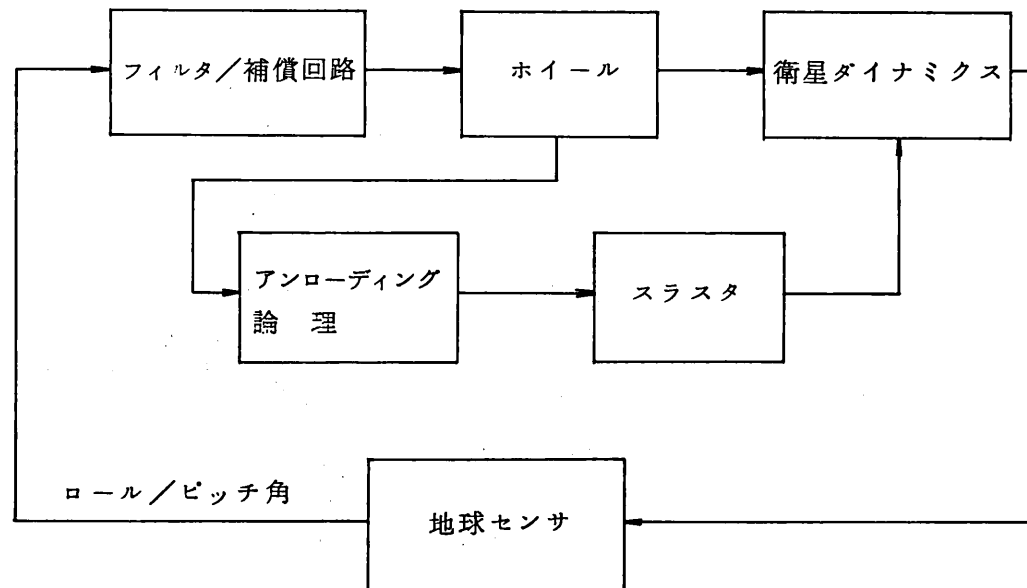
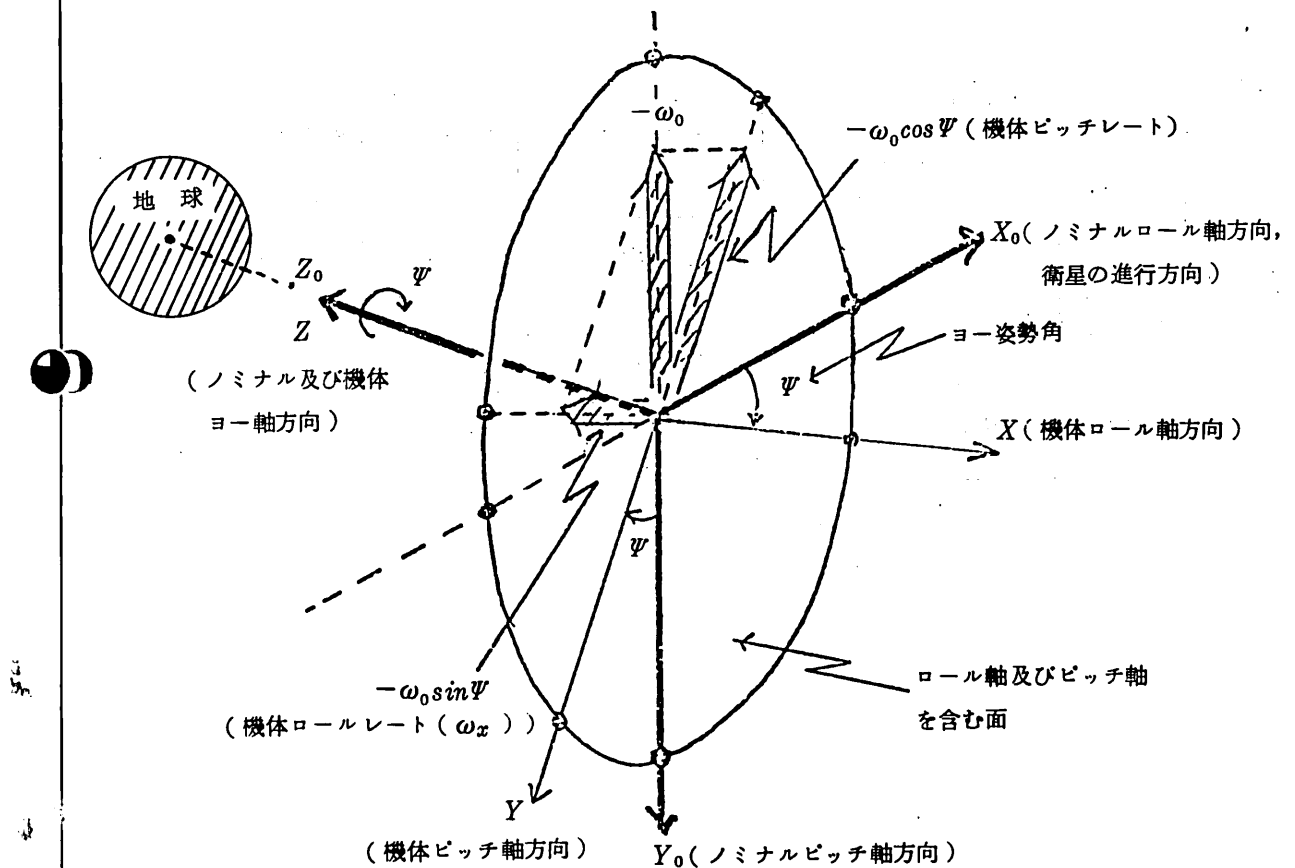
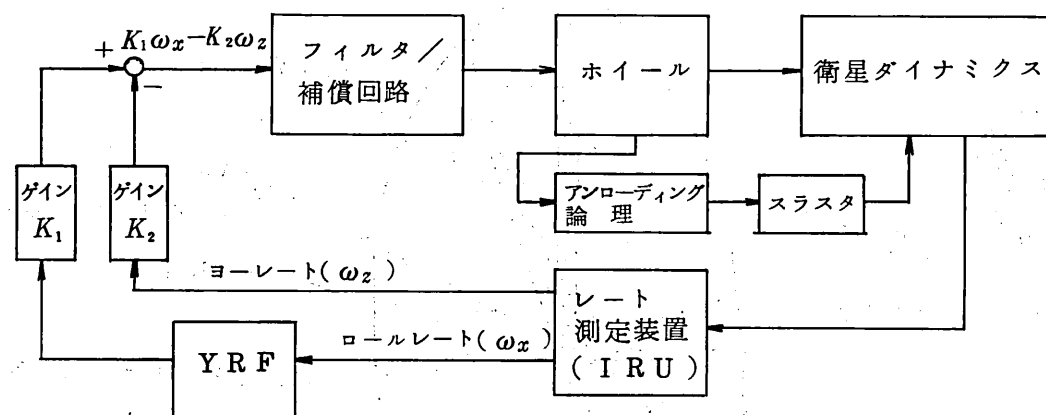


図7 ヨー姿勢角( $\Psi$ )とロールレート( $\omega_x$ )の関係



- $\omega_0$  : 軌道レート (ノミナルピッチ軸回りの角速度, 約  $0.06^\circ/s$ )
- $\{X_0, Y_0, Z_0\}$  : ノミナル軌道座標系 (Forward姿勢時)
- $X_0$  : ノミナルロール軸 (衛星の進行方向)
- $Y_0$  : ノミナルピッチ軸 (軌道面垂直方向)
- $Z_0$  : ノミナルヨー軸 (地球中心方向)
- $\{X, Y, Z\}$  : 機体座標系
- $X$  : 機体ロール軸
- $Y$  : 機体ピッチ軸
- $Z$  : 機体ヨー軸

図 8 ヨー制御系ブロック図



YRF=1 : Forward 姿勢 (ロール軸が進行方向と一致)

YRF = -1 : Backward姿勢 (ロール軸が進行方向と逆)

### 参考 1

昭和57年度8～9月期における人工衛星  
及び人工衛星打上げ用ロケットの打上げ結  
果の評価に関する審議について

昭和 57 年 10 月 6 日

宇宙開発委員会決定

1. 昭和57年度8～9月期において宇宙開発事業団が行ったNロケット9号機(F)(N-Iロケット7号機(F))による技術試験衛星Ⅲ型(ETS-Ⅲ)の打上げの結果を評価するために調査審議を行うものとする。
2. このため、評価に必要な技術的事項について、第四部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は、昭和57年11月末までに終えることを目途とする。

宇宙開発委員会第四部会構成員

( 5 0 音順 )

部 会 長	佐 貫 亦 男	日本大学理工学研究所顧問
部会長代理	内 田 茂 男	名城大学理工学部教授
専 門 委 員	秋 葉 鏑二郎	文部省宇宙科学研究所教授
	大 島 耕 一	文部省宇宙科学研究所教授
	小 林 繁 夫	東京大学工学部教授
	中 込 雪 男	国際電信電話株式会社取締役
	長 洲 秀 夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所 宇宙研究グループ総合研究官
	林 友 直	文部省宇宙科学研究所教授
＊	平 井 正 一	宇宙開発事業団理事
＊	平 木 一	宇宙開発事業団理事
	前 田 弘	京都大学工学部教授
	虫 明 康 人	東北大学工学部教授
	若 井 登	郵政省電波研究所長

注 ) 米印の専門委員は、今回の調査審議については、説明者として参加した。