

特集

大型プロジェクト (2)

高効率ガスタービン

Advanced Gas Turbine

辻 高 弘*

Takahiro Tsuji

1. まえがき

国際的な石油需給が緩和基調であるとはいえ、我が国として省エネルギー推進のための施策が重要であることは論をまたない。このため通商産業省工業技術院では省エネルギー技術開発としてムーンライト計画が強力に推進されている。高効率ガスタービンの研究開発は同計画の大型省エネルギー技術研究開発の一環として昭和53年度より開始され、今日まで8年余を経て多大の成果を挙げてきた。本研究開発の概要は表1に示すとおりで、レヒート（再燃）サイクルを採用し、ガスタービンの熱効率の向上を図るとともに、ガスタービンの高温排気を利用して高温高圧蒸気を作り、蒸気タービンを駆動する複合サイクルにより総合効率を55%以上に高めようとするものである。

2. 研究目標と開発計画

2.1 研究目標

超高温耐熱部材及び冷却技術の研究開発によりタービン入口温度の高温化を図り、合わせて要素技術の研

表1 高効率ガスタービンの研究開発の概要

目 標	ガスタービンと蒸気タービンの複合サイクルで総合熱効率55%以上を目標とする。
期 間	昭和53年より昭和62年
予 算	約260億円
	ガスタービン出力 100MW クラス

究開発を行い、低公害で高効率のガスタービン技術を確立するとともに、最適トータルエネルギー供給システムの検討を行うとしている。

2.2 開発計画

本研究開発の開発計画を表2に示す。

超高温耐熱部材の研究開発及び要素技術の研究開発の大半は、予定通り昭和59年度で終了し、現在これらの成果を踏まえて、パイロットプラント及びプロトタイププラントの試作運転研究を鋭意推進しているところである。なお、耐熱部材及び要素技術の基礎的研究は国立研究機関が担当されたが、これらの成果についても本研究開発プロジェクトの成果をまとめる意味で、その概要を述べさせて頂く^{1,2,3,4)}。

表2 研究開発計画

研究項目	年 度										担 当 機 関
	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	
超高温耐熱部材											金属材料技術研究所 高効率ガスタービン技術 研究組合 (GT 組合) 九州工業技術試験所 大阪工業技術試験所 名古屋工業技術試験所 GT 組合
(1) 耐 熱 合 金	←										
(2) 耐熱セラミックス	←										
ガスタービン要素技術 (圧縮機・タービン・燃焼器 制御システム)	←										航空宇宙技術研究所 機械技術研究所 GT 組合
高効率ガスタービンの試作運転 パイロット・プラント プロトタイプ・プラント	←										
環境保全実証調査	←										東京電力㈱
トータルエネルギー供給システム	←										GT 組合

* 高効率ガスタービン技術研究組合常務理事

〒105 東京都港区芝大門1-1-3 日本赤十字社ビル2F

表3 開合金と比較商用合金の組成⁴⁾

Alloy	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Ta	Nb	Hf	Zr	B	C	備考		
MM247	8.4	10.0	10.0	0.65	5.5	1.05	3.05	-	1.4	0.06	0.01	0.15	CC	1	
比較 合金	IN738LC	16.0	8.5	2.6	1.75	3.45	3.45	1.75	0.85	-	0.06	0.01	0.11	CC	2
	NASAVA	6.0	7.5	5.8	2.0	5.4	1.0	9.0	0.5	0.43	0.13	0.02	0.13	CC Re=0.5	
	B1900HI	8.0	10.0	-	6.0	6.0	0.7	4.3	-	1.3	0.08	0.015	0.1	CC	
	MM247	8.0	9.5	9.5	0.55	5.6	0.8	3.0	-	1.4	0.015	0.015	0.07	DS	
開 発 合 金	TM-49	12.1	11.9	8.8	-	3.2	5.7	-	-	-	0.09	0.01	0.11	CC	2
	TM-185	4.3	7.9	12.9	-	4.5	3.5	3.3	-	1.16	0.09	0.01	0.11	CC	3
	TM-321	8.1	8.2	12.6	-	5.0	0.8	4.7	-	0.9	0.05	0.01	0.11	CC	4
	TMD-5	5.8	9.5	13.7	1.9	4.6	0.9	3.3	-	1.4	0.015	0.015	0.07	DS	5
	TM-269	9.7	8.9	13.2	-	4.3	0.6	3.8	-	0.8	0.05	0.011	0.11	CC	6

CC：普通精錳合金 DS：一方向凝固(柱状晶)合金

1. パイロットプラント1段動翼用

2. 高耐酸化腐食性

3. 延性小 4. 延性改良 5. 薄肉DS可 6. 静翼用

3. 超高温耐熱部材の研究

3.1 耐熱合金部品の研究開発

(1) 耐熱合金の開発(金属材料技術研究所)

金属材料技術研究所では、コンピューターによる耐熱合金設計手法を確立し、特にNi基 γ' 析出強化合金について多くの開発合金を設計し、試作し評価してきた。なかでも一方向凝固柱状晶(DS)合金として開発された合金TMD-5は、代表的な商用DS合金であるMar-M247DSより高いクリープ強度を示し、普通精錳用合金としては、動翼用としてTM321、静翼用としてTM269などが開発された。これらの開発合金の組成を表3に示す。開発にあたり、 γ' 量の増加とともに機械強度は向上するが、一定量以上になると $\gamma-\gamma'$ 共晶が多くなり粗大化し、その周囲にミクロシュリンケージが見られ、特性が劣化する。 γ' 量に影響するAl, Ti, Ta等の成分のコントロールは他の成分とのかかわりを含めて非常に重要である。これらの合金は多くの評価試験を行い、後掲4.2項で述べる高温高速タービン試験装置(HTDU)による試験を終了し、プロトタイププラントの動静翼の材料として採用することを決定した。

(2) 耐熱合金部品の製造技術と評価

まずメルティングストックの製造技術としては、各成分特に γ' 量に影響する成分(Al, Ti等)については、高精度のコントロールが必要である。前掲のTMD-5については大型真空溶解炉(1.5トン装入)による溶製を完了し、そのガス含有量についても超微量(N_2 :9 ppm, O_2 :5 ppm)に抑えることができ、プロトタイププラントの第1段動翼材料として使用した。

動静翼の精錳技術の研究開発も合金の開発と併行して進められ、結晶組織の強制制御、フィルターの使用による欠陥生成防止等の研究を行い、またDSについては結晶配向による異方性の研究、HIPと疲労寿命の解析、クリープ・疲労条件下における亀裂伝播特性についての実験解析により高温疲労破損寿命則の導出などの研究開発を行った。これらの成果はプロトタイププラントの動静翼の試作に用いられ、すでに各動静翼の精錳を完了しており、7年間にわたる耐熱合金の研究の優秀な成果を示すこととなった。

3.2 耐熱セラミック部品の研究開発

(1) 耐熱セラミック材料の研究(国立研究機関)

(イ) サイアロンの研究(九州工業技術試験所)

雰囲気加圧焼結実験により、またホットプレス焼結では添加剤の研究により高品質の焼結体を得ることができた。これにより金属・セラミック嵌合型燃焼器セラミックスタイルを製作し燃焼試験の結果良好な成績を得た。また高温高速気流下による耐熱セラミックの耐食試験を行い、サイアロン、SiC等が良好な成績を示した。

(ロ) 繊維強化セラミックス(大阪工業技術試験所)

窒化珪素の炭化珪素ウィスカによる強化では、焼結助剤としてランタニド酸化物に、酸化イットリウムを加えることにより、炭化珪素繊維による場合は反応ガス中に水素を含有させると品質の向上が著しいことが分った。上記(イ)同様燃焼試験を行い良好な結果を得た。

(ハ) セラミックス材料の評価技術(名古屋工業技術試験所)

セラミックスの高温強度特に引張試験、組合せ応

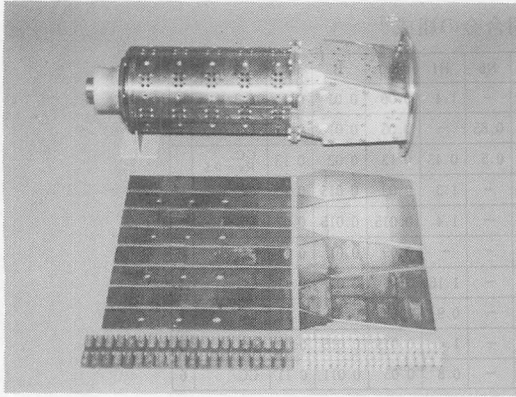


図-1 金属・セラミック嵌合型燃焼器

力下での試験により、また破壊靱性値の測定さらには多くの疲労試験を行い、セラミックの破断及び寿命などの特性を解明した。超音波探傷試験では30 μ mまでの線状欠陥が検出できることを明らかにした。

(2) 耐熱セラミック部品の製造技術と評価

主として窒化硅素及び炭化硅素を対象として、燃焼器部品等の製造技術の研究を進めた。最終的にはパイロットプラントの高圧燃焼器と同一寸法（内筒の直径約180mm）の3型式の燃焼器を製作した。まず金属・セラミック嵌合型燃焼器は1/2スケールより始め多くの改良を重ね、フルスケールの内筒、尾筒（図-1）を完成し、1500 $^{\circ}$ Cまでの試験を実施し、十分実用に耐える結果を得た。またセラミック部片組立方式（図-2）、及びセラミック一体型内筒、尾筒（図-3）についても1500 $^{\circ}$ Cまでの燃焼試験を実施した。これらの試験には供試体として数種類の材料を用いたが、試験の結果によれば高温に対してはSiCが優れ、窒化硅素は強度靱性に優れクラック等が起り難い。このことは予想通りの結果とはいえ、実証したことは貴重な経験であり、今後のセラミック材料の実用化に対し大きな成果を得たといえよう。

また評価技術については、最終的には高温低サイクル疲労の試験を重ね、亀裂生長に対する基礎研究などと合わせ、寿命評価及び保証試験に対する多くの成果を得ることとなった。

4. タービン要素技術の研究開発

4.1 圧縮機、タービン、燃焼器及び計装制御の研究 （航空宇宙技術研究所、機械技術研究所）

まず圧縮機の研究としては、翼端隙間調整装置をもつ5段軸流圧縮機の実験で前段は加熱方式、後段は冷

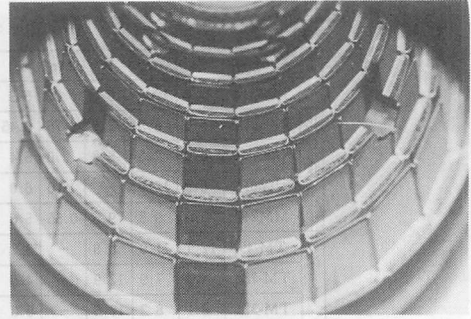


図-2 セラミック部片組立型燃焼器

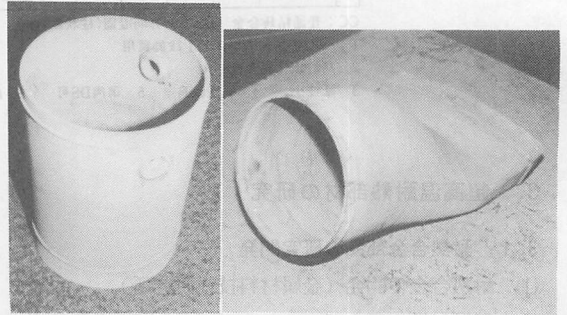


図-3 セラミック一体型内筒及び尾筒

却方式で隙間を最適化し断熱効率0.9以上の成績を得た。また翼の振動低減のために遷音速環状翼風洞で翼周辺の流体の挙動を明らかにした。

タービンの研究としては、多分割接合構造全面フィルム冷却翼、微細冷却構造積層翼を試作し、高温翼列試験、二次元高亜音速翼列空力試験、低速円環翼列試験等を行い、フィルム冷却性能、冷却空気吹き出しによる空力性能の変化や二次流れへの影響等を調べ、翼の冷却性能と空力性能の向上を図った。

燃焼器の研究としては、56気圧の燃焼試験装置を用い、パイロットプラントの1/2スケールモデル燃焼器の燃焼試験を行い、高圧下での燃焼特性を把握し、パイロットプラントの設計製作にフィードバックした。また燃焼器の耐久性向上、低輻射燃焼法及びマルチバーナー方式による再燃焼器の短縮化の試験等多くの成果を得た。

計装制御の研究としては、ガスタービンの多変数制御システムの研究を行い、パイロットプラントの制御のシミュレーションに応用した。また回転翼振動監視装置を開発し、パイロットプラント高圧圧縮機動翼先端の振動を計測し、運転中にその振動特性を把握することができたことは計測技術の一大成果といえよう。

4.2 積層構造型燃焼器、タービン翼及び高温高速タービン試験装置（HTDU）による研究

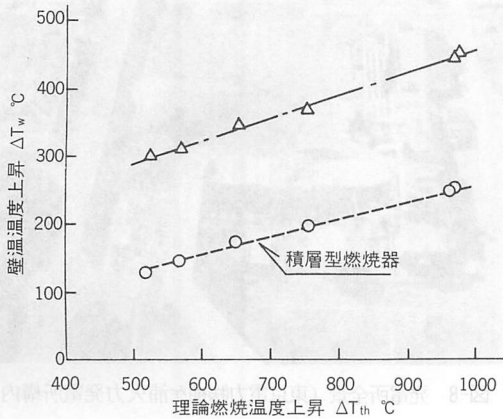


図-4 積層冷却構造内筒とフィルム冷却構造内筒平均壁温比較図

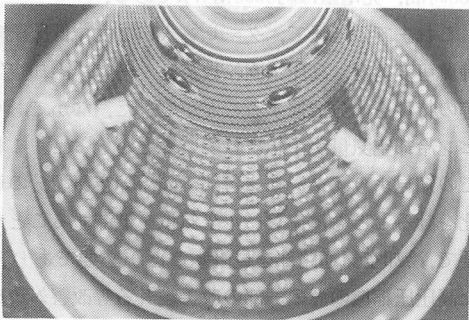


図-5 プロトタイププラント用積層型燃焼器内筒

燃焼器としては、内外2層からなりその間を多数のピンで拡散接合した内筒、尾筒をもつ積層構造型燃焼器は高温高速タービン試験装置による試験（昭和59年）で非常に優れた冷却性能を示し（図-4）、さらに改良を加えプロトタイププラント用燃焼器として全面的に採用するとにした（図-5）。

高温高速タービン試験装置（図-6）は、レヒートタービンの高温高圧部すなわち高圧燃焼器とタービンの高温回転試験を実施するために製作されたもので、パイロットプラントに使用する燃焼器及びタービン翼について、試運転に先き立ち1300°Cの試験を行いその性能を確認した（昭和57年度）。引きつづき材料及びタービン翼の研究成果に基づき、数種類材料及び冷却方式の異なる翼を一度に円周上に配置し試験を行い（昭和59年度）、多くの優れた試験結果を得た。なかでも、動静翼にセラミックしゃ熱コーティングを施工したところ図-7に示すように非常に優れたしゃ熱効果を確認することができた。この結果によりプロトタイププラント動静翼に上記コーティングを施工すること

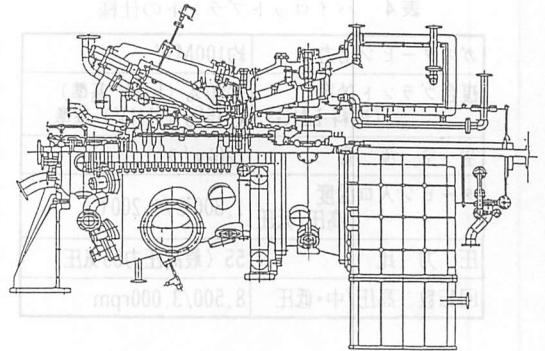


図-6 HTDU組立断面図

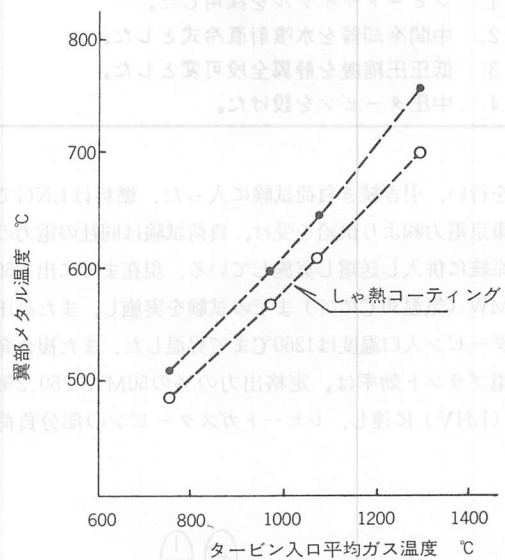


図-7 しゃ熱コンティングの効果

に決定した。

5. ガスタービンの試作運転研究

5.1 パイロットプラントの試作運転研究

(1) パイロットプラントの仕様と特長

パイロットプラントの仕様を表4に示し、またその特長を表5に示す。本機は昭和54年より設計に着手し、昭和58年に工場試運転（無負荷）を実施した。その後東京電力榎川ヶ浦火力発電所構内にて据付けを終り、昭和59年より現地試運転を開始した。図-8にプラントの全景を示す。なおプラントの詳細については、その説明を省略させて頂くこととし、末尾の参考文献を参照して頂たい。

(2) 現地試運転の成果

現地試運転は起動、着火、昇速試験及び無負荷試験

表4 パイロットプラントの仕様

ガスタービン出力	約100MW
複合プラント効率 (燃料 LNG)	約50% (LHV 基準) 約45% (HHV 基準)
空気流量	220kg/s
タービン入口温度 高圧/低圧	1,300°C/1,200°C
圧力比	55 (最高圧力55気圧)
回転数 高圧/中・低圧	8,500/3,000rpm

表5 パイロットプラントの特長

- レヒートサイクルを採用した。
- 中間冷却器を水噴射直冷式とした。
- 低圧圧縮機を静翼全段可変とした。
- 中圧タービンを設けた。

を行い、引き続き負荷試験に入った。燃料はLNGで東京電力より供給を受け、負荷試験は同社の電力の系統に併し送電し実施している。現在までに出力66 MW (気温30°Cにて) までの試験を実施し、また高圧タービン入口温度は1260°Cまで昇温した。また複合発電プラント効率は、定格出力の1/2の50MWで50.2% (LHV) に達し、レヒートガスタービンの部分負荷

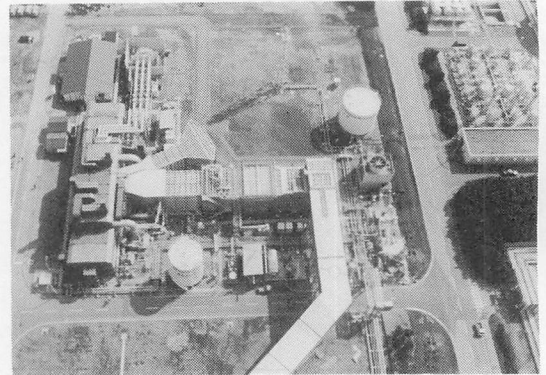


図8 発電所全景 (東京電力榎川ヶ浦火力発電所構内)

効率が優れていることを示した。このときのヒートバランスを図-9に示す。なお、現在までの運転時間は約235時間、発電量は約3900MWhである。

これまでの運転で、タービン入口温度、低圧圧縮機静翼可変角度、高圧系回転数及びタービン冷却空気量等の特性を十分把握することができた。なかでもタービン冷却空気量が予想より多いことが分った。これまでの知見より、タービン各部への冷却空気配分の適性化を計るとともに、シール空気量を低減することが重要で、冷却空気通路部を見直すことが必要であり、また高圧圧縮機の翼の一部の改善を計る等改善対策を実

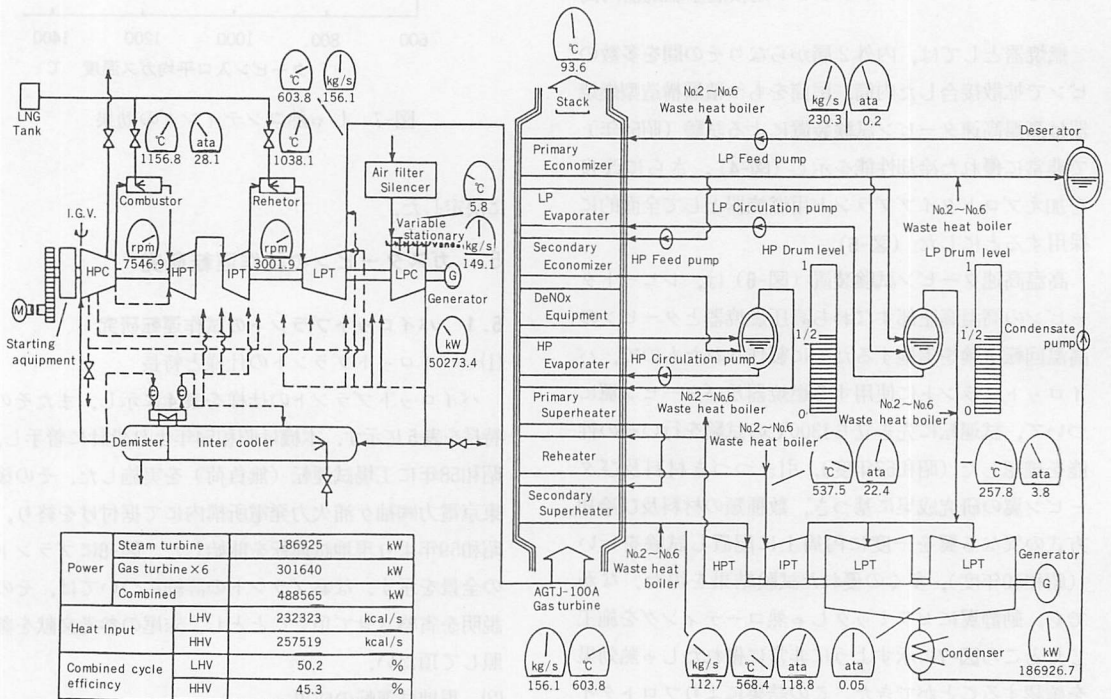


図-9 複合発電プラントヒートバランスの一例

施中である。これら改善対策が終了次第近く試運転を再開することになっており、その成果が大いに期待されるところである。

5.2 パイロットプラント環境保全実施調査 (東京電力株式会社)^{1,3)}

NO_x, O₂, 脱硝率, 排ガス流量, 燃料使用量等を連続計測する環境データ処理装置により, パイロットプラント試運転時の環境データの集積を行い, 計測結果は良好であった。

5.3 プロトタイププラントの試作運転研究

総合効率55%以上を目標とするプロトタイププラントは, タービン入口温度を1400℃とし³⁾, 昭和58年度より設計に着手し, すでに詳細設計を終了し, またタービン翼列試験による各段動静翼の性能の確認も終わっている。目下燃焼器及びタービン動静翼を製作中である。燃焼器は積層構造型燃焼器とし, タービン翼には, より冷却性能の優れた設計を採用し, 材料には一方向凝固柱状晶翼 (TMD-5)等を使用し, さらにセラミック溶射しゃ熱コーティングを全面的に採用した。そのほか翼端間隙の減少を図るためにアブレードブルシールを使用する等, タービン入口温度の上昇と同時に冷却空気量を減少させ, 効率の向上を図る方針としている。そして昭和62年度に高温高速タービン試験装置で検証試験を実施し, 評価する予定である。

6. 最適トータルエネルギー供給システムの検討

複合発電プラントの総合特性を得るために, 部分負

荷特性及び動特性を含む検討を進めそのソフトウェアを完成した。これを使用してパイロットプラントの試運転に際し, オンラインで運転状況に応じた排熱回収プラントの運転状況をCRT画面上に表示し監視することができる。前掲の図-9はその一例である。

7. 結 び

以上のとおり各項目の成果あるいは現状について述べさせていただきましたが, 今日までムーンライト計画推進室及び関係国立研究機関のご指導を得て, 夫々優秀な成果を修めることができたことに対し心よりお礼申し上げる次第であります。そして現在パイロットプラント及びプロトタイププラントの試作運転研究を中心に研究開発を進めております。今後さらに関係者各位のなおい層のご指導とご鞭達をお願いする次第であります。

参 考 文 献

- 1) ムーンライト計画の概要と成果—昭和60年度版— 通商産業省工業技術院総務部ムーンライト計画推進室
- 2) サンシャイン計画・ムーンライト計画成果発表会 予稿集 昭和60年6月
(財)日本産業技術振興協会
(財)大阪科学技術センター
- 3) 鈴木和雄; 高効率ガスタービン, 工業技術, No.11 VOL.26 (1985)
- 4) 山崎道夫; 高効率ガスタービンの耐熱合金, 鋳鋼と鍛鋼 昭和59年7月 No. 379

