



JAEA-Technology

2005-007



JP0650295

高温ガス炉ガスタービン発電システム (GTHTR300)用ヘリウムガス圧縮機 インレットディストーションによる 性能への影響評価(受託研究)

Evaluation of Effect of Inlet Distortion on Aerodynamic Performance
of Helium Gas Compressor for Gas Turbine
High Temperature Reactor (GTHTR300) (Contract Research)

高田 昌二 滝塚 貴和 Xing Yan 黒河内 直浩
國富 一彦

Shoji TAKADA, Takakazu TAKIZUKA, Xing YAN, Naohiro KUROKOUCHI
and Kazuhiko KUNITOMI

原子力基礎工学研究部門
ガス炉ISプロセス接続技術開発グループ

HTGR-IS Coupling Technology Group
Nuclear Science and Engineering Directorate

February 2006

Japan Atomic Energy Agency

日本原子力研究開発機構

JAEA-Technology

本レポートは日本原子力研究開発機構が不定期に刊行している研究開発報告書です。
本レポートの全部または一部を複写・複製・転載する場合は下記にお問い合わせ下さい。

〒319-1195 茨城県那珂郡東海村白方白根2-4

日本原子力研究開発機構 研究技術情報部 研究技術情報課

Tel.029-282-6387, Fax.029-282-5920

This report was issued subject to the copyright of Japan Atomic Energy Agency.
Inquiries about the copyright and reproduction should be addressed to :

Intellectual Resources Section,

Intellectual Resources Department

2-4, Shirakata-shirane, Tokai-mura, Naka-gun, Ibaraki-ken, 319-1195, JAPAN

Tel.029-282-6387, Fax.029-282-5920

©日本原子力研究開発機構, Japan Atomic Energy Agency, 2006

高温ガス炉ガスタービン発電システム(GTHTR300)用ヘリウムガス圧縮機 インレットディストーションによる性能への影響評価 (受託研究)

日本原子力研究開発機構
原子力基礎工学研究部門
核熱応用工学ユニット
高田 昌二、滝塚 貴和、Xing Yan, 黒河内 直浩、國富 一彦

(2005年 12月 7日受理)

高温ガス炉ガスタービン発電システム（GTHTR300）用ヘリウムガス圧縮機では、入口主配管を吸込ケーシングの分配流路の流れ方向に直角に接続するため、分配流路に流入した流れが分配流路壁面からはく離して、逆流領域を形成することにより流動抵抗を増加させる。分配流路内における全圧の周方向差の増加に伴い、翼列入口での流速の差が増加し、圧縮機性能を劣化させるインレットディストーションが発生する可能性がある。圧縮機モデル性能試験装置により、インレットディストーションの大きさを変化させた試験を実施し、圧縮機性能への影響を評価した。

逆流発生領域前後で周方向流速を均一化させるよう壁面から流れを注入して、はく離と逆流を解消させることにより、設計点でインレットディストーションを約2~3%低減でき、設計点流量における翼列間断熱効率を約0.5%増加した。サージ点修正流量を10.0 kg/sから9.5 kg/sまで低減した。また、吸込ケーシング出入口間の圧力損失を約3~5 kPa低減した。実機では断熱効率約0.8%の向上に相当する。吸込ケーシング入口主配管にオリフィスを設置してインレットディストーションを約3%増加させることにより、翼列間断熱効率が約1%低下し、サージ点修正流量が10.9 kg/sから10.6 kg/sに低下した。以上の結果から、定格流量における翼列間断熱効率のインレットディストーションに対する相関式を並行圧縮機モデルにもとづき導出した。

試験から得られた翼列間効率のレイノルズ数依存性から予測した実機圧縮機の断熱効率は90.2%であった。試験結果を用いて検証した設計コードによる実機圧縮機の断熱効率89.7%とよく一致した。

本報告書は、電源開発促進対策特別会計法に基づく文部科学省からの受託事業として、日本原子力研究所が実施した平成13、15、16、17年度に実施した「核熱利用システム技術開発」の成果である。

原子力科学研究所(駐在)：〒311-1195茨城県那珂郡東海村白方白根2-4

Evaluation of Effect of Inlet Distortion on Aerodynamic Performance of Helium
Gas Compressor for Gas Turbine High Temperature Reactor (GTHTR300)
(Contract Research)

Shoji TAKADA, Takakazu TAKIZUKA, Xing YAN
Naohiro KUROKOUCHI and Kazuhiko KUNITOMI

Nuclear Applied Heat Technology Division
Nuclear Science and Engineering Directorate
Japan Atomic Energy Agency
Tokai-mura, Naka-gun, Ibaraki-ken

(Received December 7, 2005)

Because the main pipe is connected perpendicular to the flow direction inside the distributing header in the inlet casing of the helium gas compressor design of GTHTR300, the main flow flowing into the header tends to separate from the header wall and to cause reverse flow, which increases flow resistance in the header. This phenomenon increases the total pressure loss in the header and inlet distortion, which is considered to deteriorate the aerodynamic performance of the compressor. Tests were carried out to evaluate the effects of inlet distortion on aerodynamic performance of compressor by using a 1/3-scale helium gas compressor model by varying a level of inlet distortion.

Flow was injected from the wall of header to make circumferential velocities uniform before and after the reverse flow region to dissipate the separation and reverse flow. At the design point, inlet distortion was reduced by 2.3% by injection, which resulted in increasing adiabatic efficiency of blade section by 0.5%. A modified flow rate at surge point was lowered from 10.0 kg/s to 9.6 kg/s. At the same time, pressure loss of the inlet casing was reduced by 3.5 kPa, which is equivalent to adiabatic efficiency improvement around 0.8%. By setting orifice at the inlet of the inlet casing, the level of inlet distortion became 3 % higher and the adiabatic efficiency of blade section became 1% higher at the design point. The modified flow rate at surge point increased from 10.6 to 10.9 kg/s. A new correlation between inlet distortion and adiabatic efficiency of blade section at the rated flow rate was derived based on compressor-in-parallel model and fitted to the test results.

An overall adiabatic efficiency of full-scale compressor was predicted 90.2% based on the test results of efficiency and Reynolds number correlation, which was close to 89.7% that was predicted by test calibrated design through-flow code.

Keywords: Gas Turbine High Temperature Reactor, Helium Gas, Compressor, Inlet Casing, Inlet Distortion, Separation, Reverse Flow, Distributing Header, 1/3 Scale model, Adiabatic Efficiency of Blade Section

Present study is entrusted from Ministry of Education, Culture, Sport, Science and Technology.

目 次

1.はじめに	1
2.圧縮機モデル性能試験	3
2.1 試験方法	3
2.1.1 圧縮機モデル	3
2.1.2 試験ループ	3
2.1.3 計測方法	3
2.1.4 試験方法および条件	4
2.1.5 チップクリアランスの設定方法	4
2.2 試験結果および評価	5
2.2.1 分岐配管の有無による性能影響評価	5
2.2.2 オリフィスの有無による性能影響評価	9
2.2.3 実機圧縮機性能の予測	10
3.インレットディストーションの低減方法の提案	13
3.1 インレットディストーションの発生メカニズムの考察	13
3.2 分岐配管によるインレットディストーションの低減方法	13
3.3 分配流路内における周方向流速の計算方法	14
3.4 数値解析方法および条件	16
3.5 数値解析結果	17
4.まとめ	18
謝辞	19
参考文献	19
付録 試験データ	75

Contents

1. Introduction	1
2. Compressor model aerodynamic test	3
2.1 Test method	3
2.1.1 Compressor model	3
2.1.2 Test loop	3
2.1.3 Measuring method	3
2.1.4 Test method and condition	4
2.1.5 Tip clearance setting method	4
2.2 Test results and evaluation	5
2.2.1 Effect of with and without branch tubes on aerodynamic performance	5
2.2.2 Effect of with and without orifice on aerodynamic performance	9
2.2.3 Performance prediction of full scale helium gas compressor	10
3. Proposal of reduction method of inlet distortion	13
3.1 Theoretical study for mechanism of inlet distortion	13
3.2 Proposal of a new reduction method of inlet distortion by branch tubes	13
3.3 Calculation method of circumferential velocity in distributing path	14
3.4 Numerical method and condition	16
3.5 Numerical result	17
4. Conclusion	18
Acknowledgement	19
Reference	19
Appendix Test data	75

Table list

- Table 1 Main specification of helium gas compressor for GTHTR300
Table 2 Comparison of main specifications of the actual and model compressors
Table 3 Measuring items
Table 4 Tip clearance necessary during operation
Table 5 Comparisons of design and measured initial setting tip clearances

Figure list

- Fig. 1 Inlet structure of helium gas compressor for GTHTR300
Fig. 2 Drawing of 1/3 scale helium gas compressor model
Fig. 3 Drawing of blade rows
Fig. 4(a) Drawing of inlet casing with branch tubes
Fig. 4(b) Drawing of inlet casing with branch tubes
Fig. 5 Schematic drawing of helium gas test loop with compressor model
Fig. 6 Sensor positions
Fig. 7 Temperature contour of casing
Fig. 8 Thermal deformation of casing
Fig. 9 Temperature contour of rotor and blade
Fig. 10 Thermal deformation of rotor and blade
Fig. 11 Change of tip clearance during operation
Fig. 12 Measuring points of tip clearance
Fig. 13 Relative displacement of tip clearance during start up
Fig. 14 Rotational speed dependency of tip clearance
Fig. 15 Comparison of flow rate dependency of inlet distortion with and without branch tubes
Fig. 16 (a) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)
Fig. 16 (b) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)
Fig. 17 Static pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)
Fig. 18(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)
Fig. 18(b) Total pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)
Fig. 19 Static pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)
Fig. 20(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)
Fig. 20(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)
Fig. 21(a) Total pressure distribution before IGV

- (Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)
Fig. 21(b) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)
Fig. 22 Static pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)
Fig. 23(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)
Fig. 23(b) Total pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)
Fig. 24 Static pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)
Fig. 25(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)
Fig. 25(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)
Fig. 26 Inlet velocity before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36&23:57:32)
Fig. 27 Inlet velocity before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)
Fig. 28(a) Comparison of pressure ratio of blade section with and without branch tubes
Fig. 28(b) Comparison of temperature ratio of blade section with and without branch tubes
Fig. 29 Comparison of adiabatic efficiency of blade section with and without branch tubes
Fig. 30 Transients of compressor overall pressure ratio and modified flow rate around surge point (Case 1 Run 12 with branch tubes)
Fig. 31 Transients of compressor overall pressure ratio and modified flow rate around surge point (Case 1 Run 14 without branch tubes)
Fig. 32 Comparison of flow rate dependency of inlet distortion with and without orifice
Fig. 33(a) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)
Fig. 33(b) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)
Fig. 34 Static pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)
Fig. 35(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)
Fig. 35(b) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)
Fig. 36 Static pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)
Fig. 37(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)
Fig. 37(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)

- Fig. 38(a) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)
- Fig. 38(b) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)
- Fig. 39 Static pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)
- Fig. 40(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)
- Fig. 40(b) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)
- Fig. 41 Static pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)
- Fig. 42(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)
- Fig. 42(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)
- Fig. 43 Inlet velocity before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)
- Fig. 44 Inlet velocity before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)
- Fig. 45 Comparison of distortion after OGV with and without orifice
- Fig. 46 Axial velocity after OGV (Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)
- Fig. 47 Axial velocity after OGV (Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)
- Fig. 48(a) Comparison of pressure ratio of blade section with and without orifice
- Fig. 48(b) Comparison of temperature ratio of blade section with and without orifice
- Fig. 49 Comparison of adiabatic efficiency of blade section with and without orifice
- Fig. 50 Reynolds number dependency of compressor efficiency
- Fig. 51 Mechanism of development of inlet distortion
- Fig. 52 Pressure distribution of distributing header
- Fig. 53 Principle of reduction of inlet distortion
- Fig. 54 Circumferential velocity distribution along distributing header
- Fig. 55 Numerical model for inlet casing without branch tubes
- Fig. 56 Numerical model for inlet casing with branch tubes
- Fig. 57 Numerical result of flow inside distributing header of inlet casing without branch tubes
- Fig. 58 Numerical result of total pressure distribution inside distributing header of inlet casing without branch tubes
- Fig. 59 Numerical result of flow inside distributing header of inlet casing with branch tubes
- Fig. 60 Numerical result of total pressure distribution inside distributing header of inlet casing with branch tubes

Photo list

Photo 1 Compressor model

Photo 2 Overview of compressor model

Photo 3 Branch tube connected to inlet casing

Photo 4 Helium gas loop

1. はじめに

日本原子力研究開発機構の前身である日本原子力研究所（以下、原研と略す）では、高温ガス炉ガスタービン発電システム（GTHTR300）の設計研究¹⁾を実施した。GTHTR300 発電系設計²⁾では、運転・保守、物量、磁気軸受負荷容量の観点から、中間冷却無しサイクルを採用し、圧力比を 2.0、圧縮機段数を 20 とした。高いプラント発電効率を達成するために、圧縮機空力設計では 90%以上の効率を目指とした。3 次元翼の採用等により、断熱効率 89.0%を達成するとともにサージマージン 30%を確保できる見通しを得た。これにより、プラント発電効率 45.8%が得られ、経済性の目標値 $\pm 4\text{ kWh}$ を満足できることを明らかにした。

産業用空気圧縮機では、多くの試験データが蓄積され、設計評価手法が確立されているため、サージ点流量近傍を含めた幅広い範囲で、圧縮機性能の高精度な予測が可能である。しかし、ヘリウムガス圧縮機の場合、設計評価手法が十分に確立されていないこと、並びに、試験データがないことから、ヘリウムガス圧縮機の性能曲線の高精度な予測が不可能である。一方、3 次元流動数値解析技術が発達し、翼列内での流れが高精度に解けるようになっているが、現状でも 1%を下回る効率の予測精度を得ることが不可能であり、20 段の数値解析は膨大な演算時間が必要となるため現実的な評価は不可能である。上記ヘリウムガス圧縮機は産業用空気圧縮機の評価手法を用いて設計を行ったが、その妥当性は明らかではない。そこで、ヘリウムガス圧縮機の空力特性を明らかにするために、1/3 スケール、4 段のモデル圧縮機を用いたヘリウムガス圧縮機モデル性能試験を計画した³⁾。

GTHTR300 圧縮機における吸込部の設計を Fig. 1 に示すとともに、圧縮機の主要仕様を Table 1 に示す。GTHTR300 では、圧縮機を内径 6 m の動力変換容器内に収納しているので圧縮機の吸込みケーシングのサイズが制限される。圧縮機入口と二重配管の外管とを接続する構造をしていることから、流路形状が複雑となるため翼列入口において流速の周方向の差が大きくなると予測されている。圧縮機翼列入口での軸流速度の周方向の差が大きくなるほど、圧縮機性能が劣化するインレットディストーションが発生する可能性がある⁴⁾。そのため、インレットディストーションによる圧縮機性能への影響を評価するとともに、圧縮機入口流速の周方向差の低減方法を考案する必要がある。本報告書では、特に、インレットディストーションによる圧縮機性能への影響に関する試験結果について報告する。

インレットディストーションの評価方法としては、並行圧縮機モデルが提案されている^{5,6)}。インレットディストーションが大きくなると、翼列内で流速の周方向の差が大きくなるため、翼列間圧力比や温度比の周方向の差が大きくなる。本評価モデルでは、圧力比の流量加重平均を計算することによりサージ点圧力比の低下が評価できるとされている。しかし、ヘリウムガス圧縮機の場合、設計評価手法が十分に確立されていないこと、並びに、試験データがないことから、ヘリウムガス圧縮機の性能曲線の高精度な予測が不可能であり、並行圧縮機モデルを適用できない。

また、従来のインレットディストーションに関する研究は、航空機用ジェットエンジンを対象としたものである。航空機用ジェットエンジンでは、吸込口を曲げずに空気を翼列内に導入することから、吸込形状が原因でインレットディストーションが問題となることはないが、航空機が高速気流を横切るときなどにインレットディストーションが発生するとされている。この場合、サージ点圧力比の低下が問題となるため、サージ点圧力への影響についての研究成果が集中的に発表されている。産業用空気圧縮機のように開サイクルでは、吸込口の大きさや気密性などが問題とはならないため、吸込ケーシングのサイズを大きくでき、吸込ケーシングの開口部を大きくとることができるので、圧力損失およびインレットディストーションを低減できる⁷⁾。これらの

ことから、インレットディストーションによる定格点における圧力比や効率等圧縮機性能への影響が十分明らかになってはいない。

GTHTR300 ヘリウムガス圧縮機の吸込ケーシングの設計では、主配管と吸込ケーシングをフランジ接続しており、主配管をケーシングの分配流路の流れ方向に直角に接続している。この構造は、産業用空気圧縮機に用いられる吸込口形状とは大きく異なる。一方、配管接続とした閉サイクルシステムの場合でも、ボリュート式の吸込形状⁸⁾にすることによりディストーションを低減できるが、圧縮機入口の流れ角が大きくなつてもよい遠心式圧縮機に使用するのが一般的であり、軸流式圧縮機用吸込口としては適切ではない。

そのため、ヘリウムガス圧縮機モデル性能試験により、インレットディストーションと性能(翼列間圧力比と効率)劣化との相関を調べることとした。試験では、主配管から2本の配管を分岐して、吸込ケーシングの主配管の両側に分岐配管を接続してインレットディストーションを低減する場合と、分岐配管を取り外してインレットディストーションを増加させた場合とで性能データを取得したので、これらを比較・評価した。また、吸込ケーシング入口にオリフィスを設けてインレットディストーションを増加させた試験を実施し、インレットディストーションの圧縮機性能への影響を評価した。

圧縮機モデルは実機圧縮機の設計と幾何学的に相似であり、作動流体として実機と同じヘリウムガスを採用しているので空力的にも相似なので、圧縮機モデルの効率のレイノルズ数依存性を調べることにより実機圧縮機の効率を予測することができる⁵⁾。試験では、圧縮機モデルの入口圧力を変化させて効率のレイノルズ依存性に関する試験データを取得し、本試験データから実機圧縮機の効率を予測した。

また、配管接続をしてもインレットディストーションが大きくならない閉サイクル軸流圧縮機用吸込ケーシング形状を提案することとした。配管接続を有する吸込ケーシングは、主配管がケーシングの分配流路の流れ方向に直角に接続するため、分配流路に流入した主配管からの流れが主配管の付け根近傍で分配流路からはく離して、逆流領域を形成することにより流動抵抗を増加させる。これにより、分配流路内の全圧分布が大きくなり、圧縮機の性能を劣化させるインレットディストーションが発生すると考えられた。そこで、逆流発生領域前後で周方向流速を均一化させるように、前述した分岐配管により壁面から流れを注入して、はく離と逆流を解消させて、インレットディストーションを低減させる方法を新たに提案した。

なお、本報告書は、電源開発促進対策特別会計法に基づく文部科学省からの受託事業として、日本原子力研究所が実施した平成13、15、16、17年度に実施した「核熱利用システム技術開発」の成果である。

2. 圧縮機モデル性能試験

2. 1 試験方法

2. 1. 1 圧縮機モデル

圧縮機モデルの幾何学形状は、GTHTR300 用ヘリウムガスの第 1~4 段と相似である。圧縮機モデルを Fig. 2、翼列部の拡大図を Fig. 3 に、圧縮機モデルと実機圧縮機の主要仕様の比較を Table 2 に示す。圧縮機モデルの上部ケーシングをはずした状態を Photo 1 に、上部ケーシングをつけた状態を Photo 2 に示す。

吸込みケーシングには、Fig. 4(a) および(b) に示すように、入口配管から 2 本の管を分岐させて、吸込みケーシングでの主配管接続箇所の両側±60° の位置に接続させた。分岐配管の接続状況を Photo 3 に示す。主配管内径を 491mm、分岐配管内径を 200mm とした。入口配管を分岐して吸込みケーシングに接続することにより、インレットディストーションの低減を図るほかに、ケーシングの圧力損失の低減を図る。試験では、分岐配管の有無により、インレットディストーションによる圧縮機空力性能への影響を評価する。同時に、分岐配管によるインレットディストーションの低減効果、並びに吸込みケーシングの圧力損失の低減効果を明らかにする。

また、吸込みケーシングの主配管にオリフィスを設置して入口配管から吸込みケーシングに流入する流速を速くすることによりインレットディストーションを増加させた試験を実施し、インレットディストーションの増加による圧縮機の空力性能を明らかにする。オリフィスは、吸込みケーシングへの流入速度が 2 倍になるように口径を選び 374mm とした。

2. 1. 2 試験ループ

試験ループの概要を Fig. 5 に示す。試験ループの概観を Photo 4 に示す。試験ループは圧縮機モデル、冷却器、圧力調節弁、流量計測用配管等により構成される。圧縮機モデルの圧力比は圧力調節弁により設定し、ヘリウムガス流量をオリフィス型流量計により計測する。圧縮機入口圧力は、圧縮機入口に設けた圧力制御弁で行っている。

圧縮機モデルは增速機を介して同期電動機により駆動する。圧縮機と增速機間、および增速機と電動機間の軸接続にはフレキシブルカップリングを用いる。電動機の定格回転数は 1800 rpm であり、增速比 6 の增速機により圧縮機モデルロータを 10800 rpm で駆動する。

2. 1. 3 計測方法

性能試験における計測項目を Table 3 にまとめる。

ヘリウムガス流量をオリフィス流量計で測定した。圧縮機の全体性能、吸込みケーシングおよび吐出ケーシングの圧力損失を調べるために、圧縮機吸込みケーシング入口配管および吐出ケーシング出口配管でヘリウムガスの静圧と温度の測定を行う。静圧は、周方向 4 点からの導圧管を集合させて圧力を計測した。静圧と温度の計測には、それぞれデジタルマノメータと T 型熱電対を用いた。それぞれの計測精度は計測値の±0.025% と±0.36°C である。

翼列内における各種センサーの設置箇所を Fig. 6 に示す。

翼列間の圧力比および断熱効率を求めるために、入口案内翼（以下 IGV と略す）前および出口案内翼（以下 OGV と略す）後で全温と全圧を計測した。全温と全圧は、それぞれ、プローブを周方向に 4 点挿入して、それぞれのプローブで翼高さ方向に 5 点計測した。計測点は翼高さの 10%、30%、50%、70%、90% とした。全温と全圧の計測には熱電対とスキヤニバルブ型圧力センサー

を用いた。また、全温および全圧計測用プローブについては、大気圧空気の実験風洞において校正した。定格点における圧力比、温度比および断熱効率の計測誤差は、全温および全圧の計測誤差の伝播公式により算出し、それぞれ、0.1%、0.2%、0.9%であった。

IGV 前および OGV 後では、静圧および壁温度を周方向に 4 点計測した。全圧および静圧の計測結果から翼列出入口流速の周方向分布を調べた。

中間ケーシング上部には、光ファイバー型非接触式変位センサーを設置して、運転中の動翼チップクリアランスを測定した。センサーの周波数特性及び分解能は、それぞれ、DC-200 kHz、および 3μm である。

2. 1. 4 試験方法および条件

ヘリウムガス中における圧縮機モデル性能試験では、吸込みケーシング入口での全圧を約 0.88 MPa とした圧力条件で、定格回転数における翼列入口における流速分布、全圧分布、静圧分布、翼列出入口間圧力比および断熱効率等に関する各種試験データを取得した。

インレットディストーションによる圧縮機空力性能への影響を調べるために、分岐配管の有無について上記データを取得して比較した。このときの翼形状はケース 1 を使用した。また、吸込みケーシング入口にオリフィスを設置した場合と設置しない場合について上記データを取得して比較した。このときの翼形状はケース 2 を使用した。

なお、ケース 1 翼は実機設計の 1/3 スケールの翼であり、ケース 2 翼はケース 1 翼よりさらにハブおよびチップ付近での翼入口角を大きくした翼である。ケース 2 の翼形状には、端壁境界層がケース 1 より薄くなるような形状である。

試験では、圧力比と効率が静定した後、各種データを取得した。サージ点は、流量調節弁によりガス流量を減少させ、ヘリウムガス圧力、流量が不安定に変動する点、または異常音が発生するか振動が増大する点の直前とする。

インレットディストーションは以下の方法により算出した。

- ① IGV 前で周方向に 4 点計測した全圧と静圧の計測値から、IGV 前軸方向流速を計算し、その周方向分布を (1) 式に示す三角関数列により展開する。
- ② 全圧と静圧との計測位置が周方向に異なるが、静圧を周方向角度に関して線形補間して全圧計測位置での値を計算する。静圧の計算値を用いて流速を計算する。
- ③ インレットディストーション I.D の大きさを三角関数列の振幅から (3) 式で定義する。

$$V = a_0 + a \sin \theta + b \cos \theta = a_0 + A \sin(\theta + \alpha) \quad \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots \quad (1)$$

$$A = \sqrt{a^2 + b^2} \quad \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots \quad (2)$$

$$I.D = \frac{A}{\sqrt{2}a_0} \quad \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots \quad (3)$$

また、実機圧縮機の断熱効率を予測するために、圧縮機入口圧力を 0.193 MPa から 0.889 MPa まで変えて圧縮機モデルの性能データを取得し、これにより圧縮機モデルの効率のレイノルズ数依存性に関する相関式を導出した。

2. 1. 5 チップクリアランスの設定方法

チップクリアランスを小さくすればするほどクリアランス損失が低減される。ヘリウムガス圧縮機ではボス比が大きいため、翼高さに対するチップクリアランスの比が相対的に大きくなる。

チップクリアランスは性能に大きく影響し、モデルでは 0.1 mm 低減で効率約 0.7% 向上し、実機では 0.3 mm 低減することにより効率が約 1 % 向上すると見積もられている。一方、チップクリアランスを過少にすると翼端とケーシングが接触する。運転中には、ケーシングやロータが熱膨張、振動、遠心力等により変形するため、チップクリアランスが減少するためである。

解析により、運転中のチップクリアランスが最低 0.4 mm 確保できるように、静止時のチップクリアランスを定めた。定格回転数におけるケーシングの温度分布と熱変形の解析結果をそれぞれ Fig. 7, 8 に示す。ロータと動翼の温度分布と熱変形の解析結果をそれぞれ Fig. 9, 10 に示す。

運転中に必要となるチップクリアランスの計算結果を Table 4 に示す。遠心力によるロータの半径方向への伸び、動翼先端における熱伸び、中間ケーシングの熱伸び、軸受箱、吐出ケーシングの熱伸びによるチップクリアランスの変化については、有限要素法による熱変形解析により計算した。軸受油膜によりロータが浮上することによるチップクリアランスの変化は軸受油膜の回転数依存特性から、軸受熱膨張によりロータが浮上することによる変化は温度及び熱膨張の簡易評価から、軸振動による変化は振動解析から、初期設定時のスキマ計測誤差は実験により評価した。運転中必要となるチップクリアランスは、上記変形量等の合計に隙間余裕を足した値であり、下側が 0.54 mm、上側が 0.63 mm である。

静止時チップクリアランスは、運転中のチップクリアランスが約 0.4 mm、最小隙間が 0.35 mm となるように設定した。なお、チップクリアランスは、軸受、中間ケーシングが熱膨張をせずに、ロータと動翼だけが遠心力により膨張する起動直後で最小となる。その後、定常になるに従いチップクリアランスが大きくなる。よって、起動直後の第 4 段動翼上側のチップクリアランスが最小チップクリアランスとなるように、静止時チップクリアランスを決定する。Fig. 11 にチップクリアランスの変化の過程と、静止時チップクリアランスの関係を示す。静止時チップクリアランスの設定値を上側 0.69 mm、下側 0.59 mm、側部 0.64 mm とする。

なお、最小隙間は、軸振動による隙間減少値、隙間余裕と静止時チップクリアランスの計測誤差を足した値に等しい。試験では、サージ点を調べる試験目的からサージの発生を想定しなければならない。サージ点では軸振動が増大するので、油軸受のクリアランスが 0 になるまで振動すると仮定する。軸受部で軸振動値が $230 \mu\text{m}^{\text{pp}}$ となる。ロータの不釣り合いによる応答振幅約 2.4 を考慮すると、チップクリアランスの減少量は 0.272 mm と計算される。

チップクリアランスの各種試験条件に対応した初期設定値の設計値と計測値を Table 5(a)～(c) に比較してまとめる。

別の試験にて運転中のチップクリアランスを計測して、その計測値と解析結果とがよく一致したことから、本評価手法の妥当性を確認することができた。計測システムを Fig. 12 に示す。

ヘリウムガス中において起動時に計測したチップクリアランスの相対変位を Fig. 13 に示す。チップクリアランスは起動後約 6 秒で最低値となり、上述した解析と定性的によく一致している。また、第 3 段目における非定常および定常時のチップクリアランスの計測値は解析結果とよく一致した。

希薄空气中における高速回転試験で計測したチップクリアランスの回転数依存性を Fig. 14 に示す。チップクリアランスの計測結果は解析結果とよく一致することを確認できた。これにより、運転時チップクリアランスの解析評価方法の妥当性を確認することができた。

2. 2 試験結果および評価

2. 2. 1 分岐配管の有無による性能影響評価

分岐配管の有無によるインレットディストーションを Fig. 15 に比較する。分岐配管を外した場合のインレットディストーションは、流量とともに増加して設計点流量では 5～6% 程度であった。

分岐配管を接続した場合、インレットディストーションは流量に依存せずにほぼ一定で約3%まで低減することができた。分岐配管を接続することにより、インレットディストーションを低減できた。また、インレットディストーションは、サージ点近傍を除き、流量が増加しても低い値で一定に保持できることを明らかにできた。一方、分岐配管を接続することにより、サージ点近傍におけるインレットディストーションが約7%から約5%に低下した。

分岐配管有りの状態での定格点近傍におけるIGV前全圧分布、IGV前静圧分布、OGV後全圧分布、OGV後静圧分布、翼列内静圧分布をFig. 16~20に示す。なお、グラフ内の主配管近傍335°でIGV前全圧が高く、主配管の反対側で全圧が低くなつた。IGV前全圧の周方向の差は約1kPa程度であった。IGV前の静圧は、主配管近傍で最も低く、周方向に約3kPaの差があった。OGV後全圧は、0度近傍で最大値となり、周方向に2~5kPa程度の差があった。OGV後の静圧は、360°近傍で最も高く、周方向に約5kPaの差があった。翼列内の静圧は周方向に最大で約20kPaの差があった。翼列内での静圧の差は、翼列入口における静圧の差に比べ大きく、圧縮機の翼列内で周方向に静圧が大きく異なることがわかった。

分岐配管無しの場合での定格点近傍(Case 1 RUN14)におけるIGV前全圧分布、IGV前静圧分布、OGV後全圧分布、OGV後静圧分布、翼列内静圧分布をFig. 21~25に示す。分岐配管有りの条件と同様に、主配管近傍でIGV前全圧が高く、主配管の反対側で全圧が低くなつた。IGV前全圧の周方向の差は2~3kPa程度と分岐配管有りに比べ大きかった。IGV前の静圧は、主配管近傍で最も低く、周方向に約4kPaの差があった。OGV後全圧は、0°近傍で最大値となり、周方向に2~5kPa程度の差があった。OGV後の静圧は、360°近傍で最も高く、周方向に約5kPaの差があった。翼列内の静圧は、周方向に最大で約20kPaの差があった。分岐配管有りの条件と同様に、翼列内での静圧の差は、翼列入口における静圧の差に比べ大きく、圧縮機の翼列内で周方向に静圧が大きく異なることがわかった。分岐配管を接続することにより、IGV前の全圧分布が平坦に制御され改善された。しかし、翼列内の静圧が周方向に大きな差がついたことについてはほとんど改善されなかつた。

分岐配管有りの場合のIGV前における流速分布をFig. 26に示す。分岐配管無しの場合、主配管近傍で流速が速く、主配管の反対側で流速が遅くなつた。速度の差は10m/s程度であった。分岐配管無しの場合におけるIGV前の流速分布をFig. 27に示す。流速の差は約15m/sであり、分岐配管有りに比べ大きかった。分岐配管を接続することにより、流速分布が平坦に改善された。

圧縮機の翼列間圧力比、翼列間温度比、並びに翼列間断熱効率に対する分岐配管の有無による影響を、それぞれ、Fig. 28(a), (b), Fig. 29に示す。

定格流量(12.2kg/s)近傍では、インレットディストーションは、分岐配管無しの場合には約5~6%、分岐配管を接続した場合の3.5%と比較して大きくなつた。同じ翼列間圧力比では、分岐配管無しの場合に比較して分岐配管有りの場合の修正流量が0.1kg/s程度高流量側に移行した。定格流量での翼列間断熱効率を比較するために、翼列間圧力比と温度比を実験結果から内挿し、分岐配管有りの場合における翼列間断熱効率と比較した。

予測精度を向上させるため、分岐配管無しの場合において、定格流量での翼列間圧力比と翼列間温度比を実験値から内挿して、それらの内挿値から翼列間断熱効率を計算した。内挿には最小自乗法を適用して作成した近似式を用いた。流量係数一定の条件では、圧力比は流量の自乗の関数である。よって、回転数一定条件では、圧力比は流量の2次関数で近似できると考えた。ただし、サージ点近傍およびチョーク近傍領域では、圧力比流量特性が変化するため、同じ曲線で近似した場合には χ^2 は大きくなり、検定不合格となる。そのため、 χ^2 検定^⑨を行い、近似すべき設計点を精度良く内挿できる実験点を特定した。翼列間圧力比は、 χ^2 検定の結果、修正流量が11.3kg/s~13kg/sの範囲で、自由度1における χ^2 分布において、 $\chi^2_{0.80} < \chi^2 = 0.5 < \chi^2_{0.20}$ であり、

近似式が妥当であることが統計的に示された。分岐配管無しおよび有りの場合の翼列間温度比は、全流量範囲で、自由度3における χ^2 分布において、それぞれ、 $\chi^2_{0.80} < \chi^2 = 1.1 < \chi^2_{0.20}$ 、 $\chi^2_{0.80} < \chi^2 = 2.0 < \chi^2_{0.20}$ であり、圧力比が修正流量に関する2次式で表すことが妥当であることが統計的に妥当と示された。温度比については、サージ点近傍やチョーク近傍領域においても特性が変化しないことが明らかとなった。これらの近似式により、定格流量では、翼列間圧力比が1.167、翼列間温度比が1.073と内挿された。これにより翼列間断熱効率が87.9%と予測された。

分岐配管を接続することにより、翼列間圧力比を1.167から1.171まで約0.004増加し、翼列間温度比は1.073から1.074に増加した。その結果、翼列間断熱効率を約87.9%から約88.4%に約0.5%増加した。この差は、測定器の系統誤差より小さく、測定による偶然誤差である0.4%程度であるため、有意な差とは言い難いものの、分岐配管を接続することにより、設計流量において効率がわずかに向上することが示された。

以上のように異なるインレットディストーションにおいて、定格流量における翼列間圧力比、翼列間温度比、翼列間断熱効率を得ることができたので、インレットディストーションが0の時の値を外挿により予測する。並行圧縮機モデルによると、インレットディストーションが0のとき、圧力比と温度比のインレットディストーションに対する微分値は0となる。圧力比について示すと以下の通りとなる。

翼列間圧力比は、上記の考察から、定格流量近傍では、修正流量の2次式で表すことができた。すなわち、

$$\pi(Q) = aQ^2 + bQ + c \quad \dots \dots \dots \quad (4)$$

並行圧縮機モデルにより、インレットディストーション $\Delta Q/Q$ を仮定すると、平均翼列間圧力比 π_0 は以下の式となり、 π_0 のインレットディストーションによる微分係数が、インレットディストーションが0の条件では0となることがわかる。

$$\begin{aligned} \pi_0 &= \frac{\pi(Q + \Delta Q) + \pi(Q - \Delta Q)}{2} \\ &= \frac{a(Q + \Delta Q)^2 + b(Q + \Delta Q) + c + a(Q - \Delta Q)^2 + b(Q - \Delta Q) + c}{2} \\ &= aQ^2 \left[1 + \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 \right] + bQ + c \end{aligned} \quad \dots \dots \dots \quad (5)$$

$$\pi_0 = aQ^2 \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 + [aQ^2 + bQ + c] = A_1 \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 + B_1 \quad \dots \dots \dots \quad (6)$$

$$\left| \frac{d\pi_0}{d\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)} \right|_{\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)=0} = 0 \quad \dots \dots \dots \quad (7)$$

すなわち、翼列間圧力比をインレットディストーションに関する2次式で近似することができる。このことは、下記に示すとおり平均翼列間圧力比を流量加重平均で算出しても変わらず、平

均翼列間圧力比 π_0 のインレットディストーションによる微分係数が、インレットディストーションが0の条件では0となることがわかる。

$$\begin{aligned}\pi_0 &= \frac{(Q + \Delta Q) \cdot \pi(Q + \Delta Q) + (Q - \Delta Q) \cdot \pi(Q - \Delta Q)}{2} \\ &= \frac{a(Q + \Delta Q)^3 + b(Q + \Delta Q)^2 + c(Q + \Delta Q) + a(Q - \Delta Q)^3 + b(Q - \Delta Q)^2 + c(Q - \Delta Q)}{2} \quad \dots (8)\end{aligned}$$

$$= aQ^2 \left[1 + 3\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)^2 \right] + bQ \left[1 + \left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)^2 \right] + c$$

$$\pi_0 = [3aQ^2 + bQ \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2] + [aQ^2 + bQ + c] = A_2 \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 + B_2 \quad \dots \dots \dots \dots (9)$$

$$\left| \frac{d\pi_0}{d\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)} \right|_{\left(\frac{\Delta Q}{Q}\right)=0} = 2[3aQ^2 + bQ \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)] = 0 \quad \dots \dots \dots \dots (10)$$

また、翼列間温度比についても同様に下記の2次式で近似することができるので、翼列間温度比をインレットディストーションに関する2次式で近似することができる。

$$\tau_0 = A_3 \left(\frac{\Delta Q}{Q} \right)^2 + B_3 \quad \dots \dots \dots \dots (11)$$

以上の理論的相関式(9)、(11)の係数 A_i 、 B_i を、最小自乗法により試験結果を用いて計算した。その結果、 $A_1=-1.964$ 、 $B_1=1.173$ 、 $A_3=-0.5834$ 、 $B_3=1.074$ を得た。よって、翼列間断熱効率を、以下の式により求めることができる。

$$\eta_0 = \frac{\left[\pi_0 \left(\frac{\kappa-1}{\kappa} \right) - 1 \right]}{\tau_0 - 1} \quad \dots \dots \dots \dots (12)$$

インレットディストーションが0のときの翼列間圧力比、翼列間温度比、および翼列間断熱効率を外挿すると、それぞれ、1.173、1.074、88.7%であった。インレットディストーションが6%の外挿値との差は、それぞれ、0.007、0.002、1%であった。これらの差については、次節でケース2と比較する。

分岐配管を接続した場合と接続しなかった場合について、サージ点近傍における圧縮機出入口間圧力比と修正流量の時間変化を、それぞれ、Fig.30とFig.31に示す。サージ点において両者は大きく変動することが知られている。図からサージ点の修正流量は、分岐配管有りと無しの場合で、それぞれ、9.5 kg/sおよび10.0 kg/sであった。翼列間圧力比は1.202、1.201となりほとんど変化がなかった。低流量側ではインレットディストーションが分岐配管の有無でほとんど差がなかったが、サージ点流量が異なった。サージ点近傍では翼列内で部分的に失速が発生するため、翼列内流速の周方向の差が大きくなることが知られている。分岐配管を接続することにより、サージ点に近づいた状態でも、分岐配管無しの場合に比べてインレットディストーションが大き

くならず、翼列入口流速分布が平坦化したためであると考えられる。

分岐配管を接続した場合、定格点近傍における吸込ケーシング出入口間圧力損失は約 2 kPa であった。分岐配管無しの場合、約 5~7 kPa であった。分岐配管を接続することにより、吸込ケーシング出入口間圧力損失を約 3~5 kPa 低減した。これは、圧力損失を支配する吸込ケーシング入口の流速を、分岐配管を接続することにより低減したためである。

形状が相似であれば、実機寸法にしても全圧分布、速度分布は変わらないと考えられるため、下記の式により、モデルの試験結果から、実機吸込ケーシングの圧力損失を推定することができる。

(実機の圧力損失推定値)

$$= (\text{解析によるモデルの圧力損失}) \times (\text{出口流速の比})^2 \times (\text{流体密度比}) \dots \dots \dots (13)$$

吸込ケーシングの圧力損失推定値は分岐管有りで約 8 kPa、分岐管無しでは約 28 kPa であった。分岐配管を接続することにより、断熱効率にして約 0.8% 向上する。

2. 2. 2 オリフィスの有無による性能影響評価

オリフィスの有無によるインレットディストーションを Fig. 32 に比較する。オリフィス無しの場合のインレットディストーションは、流量とともに増加して定格流量では 2% 程度であった。オリフィス有りの場合、約 6% となった。ケース 2 では、ケース 1 の分岐配管無し吸込ケーシング形状を採用しているが、ケース 1 の約 6% と比較してインレットディストーションが低下した。後述するが、両者では翼列内の静圧分布等が異なっているため、ケース 1 において、翼列内の空力特性に非対称性が発生したためと考えられる。

オリフィス無し状態での、定格近傍 (Case 2 RUN 1) における IGV 前全圧分布、IGV 前静圧分布、OGV 後全圧分布、OGV 後静圧分布、翼列内静圧分布を Fig. 33~37 に示す。ケース 1 と同様に、主配管近傍で IGV 前全圧が高く、主配管の反対側で全圧が低くなつた。IGV 前全圧は周方向の差が 3 kPa 程度であった。IGV 前の静圧は、ケース 1 とは異なる分布を示し、主配管近傍で最も高く、周方向に約 4 kPa の差があった。OGV 後全圧は、ケース 1 と同様に、0° 近傍で最大値となり、周方向に 2~4 kPa 程度の差があった。OGV 後の静圧は、周方向に約 5 kPa の差があり、360° 近傍で最も高かった。翼列内の静圧は、周方向の差が 3 kPa 以下であり、ケース 1 に比べて非常に低い差であった。ケース 2 では、ケース 1 とは異なり、翼列内で周方向に静圧が大きく異なることがわかつた。

オリフィス有りの場合について、定格近傍 (Case 2 RUN 3) における IGV 前全圧分布、IGV 前静圧分布、OGV 後全圧分布、OGV 後静圧分布、翼列内静圧分布を Fig. 38~42 に示す。主配管近傍で IGV 前全圧が高く、主配管の反対側で全圧が低くなつた。IGV 前全圧は、周方向に 5 kPa 程度の差があった。IGV 前の静圧は、オリフィス無しの場合と同じく、主配管近傍で最も高く、周方向に約 4 kPa の差があった。ケース 1 における IGV 前静圧分布とは異なつた。OGV 後全圧は、ケース 1 と同様に、0° および 360° 近傍で大きくなり、周方向に 2~5 kPa 程度の差があつた。OGV 後の静圧は周方向に約 4 kPa の差があり、360° 近傍で最も高かった。翼列内の静圧は、オリフィス無しの場合と同じ傾向を示し、周方向の差が約 3 kPa 以下であり、ケース 1 に比べて極めて小さな差であった。ケース 2 では、オリフィスをつけてインレットディストーションを高くしても、ケース 1 とは異なり、圧縮機翼列内で周方向に静圧が大きく異なることがわかつた。

オリフィス無しの場合の IGV 前における流速分布を Fig. 43 に示す。オリフィス無しの場合、主配管近傍で流速が速く、主配管の反対側で流速が遅くなつた。速度の差は 5 m/s 程度であった。

オリフィス有りの場合における IGV 前の流速分布を Fig. 44 に示す。オリフィスを接続するこ

とにより、流速の周方向の差がさらに大きくなつた。速度の差は 15 m/s 程度であった。オリフィスの設置により、入口流速の周方向の差が大きくなり、インレットディストーションが大きくなつた。

ケース 1 分岐配管無しとケース 2 のオリフィス無しとでは、同じ吸込ケーシングを使用している。しかしながら、インレットディストーションがケース 1 では約 5~6%、ケース 2 では約 2% と大きな差があつた。圧縮機翼列内の静圧の周方向分布がケース 1 と 2 とで大きく異なつておらず、周方向の差が非常に小さいケース 2 に対して、ケース 1 で 20 kPa 程度まで大きくなつてゐる。これはケース 1 で分岐配管をつけた場合でも同じであつた。これにより、ケース 1 では、吸込ケーシングで発生するインレットディストーションに、圧縮機翼列内での空力性能の周方向の非対称性が重畠してインレットディストーションが大きく計測されたと考えられる。ケース 2 では、圧縮機翼列内空力性能の周方向の差が解消されたため、インレットディストーションが低減したと考えられる。

圧縮機入口へのオリフィスの有無による OGV 後での軸方向流速の周方向分布への影響を Fig. 45 に示す。また、オリフィス無しの場合と有りの場合の OGV 後での軸方向流速の周方向分布を Fig. 46, 47 に示す。定格近傍では、インレットディストーションがあるにもかかわらず、OGV ではディスト・ションが解消された。翼列内で、翼列間隙間あるいは OGV 後で周方向流れが発生して周方向の圧力分布が解消されディスト・ションが無くなつたと考えられる。しかし、高流量領域およびサージ点近傍で、OGV 後でのディスト・ションが増加した。設計点近傍で小さかつたラジアルディフューザ内の圧力分布が、これらの流量領域で大きくなり、OGV 後での流速分布を増加させたためであると考えられる。

圧縮機の翼列間圧力比、翼列間温度比、並びに翼列間断熱効率に対するオリフィスの有無による影響を、それぞれ、Fig. 48(a), (b)、並びに、Fig. 49 に示す。定格流量 (12.2 kg/s) 近傍では、インレットディストーションは、オリフィス有りの場合には約 6% となり、オリフィス無しの場合の約 2% と比較して大きくなる。オリフィス有りの場合に比較して、オリフィス無しの場合の翼列間圧力比と翼列間温度比は、それぞれ、約 0.009、翼列間温度比は 0.002 向上し、翼列間断熱効率が約 1% 向上した。インレットディストーションが減少することにより、同じ修正流量での断熱効率が向上した。

前節にて述べた理論的相関式 (9)、(11) の係数 A_i 、 B_i を、最小自乗法により試験結果を用いて計算した。その結果、 $A_1 = -2.938$, $B_1 = 1.167$, $A_3 = -0.8331$, $B_3 = 1.072$ を得た。ケース 1 と同様の外挿方法によりインレットディストーションが 0 の時の値を外挿し、翼列間圧力比、翼列間温度比、および翼列間断熱効率のインレットディストーションが 6% の場合との差をとると、それぞれ、0.010、0.003、1.8% であった。これらは、ケース 1 翼と比べ差が大きく、ケース 2 翼の方がケース 1 と比較して、インレットディストーションに対して敏感に変化することを明らかにすることことができた。オリフィス無しの場合と有りの場合におけるサージ点圧力比は、それぞれ、1.202 と 1.193 となり、修正流量は 10.6 kg/s と 10.9 kg/s となつた。インレットディストーションの増加とともに圧力比は低下し、修正流量が増加した。並行圧縮機モデルによりインレットディストーションが 0 のときのサージ点修正流量の予測値は 10.4 kg/s、サージ点近傍ではオリフィス無しではなく圧力比が流量に対してほぼ一定値となることから、圧力比は変わらず 1.202 と予測される。

2. 2. 3 実機圧縮機性能の予測

圧縮機翼列間損失 ($1-\eta$) のレイノルズ数依存性に関する試験結果を Fig. 50 に示す。翼列間損失はレイノルズ数とともに低下するが、レイノルズ数が約 4×10^5 より大きい領域では損失は変化しなくなつた。

軸流圧縮機の場合、損失がレイノルズ数のベキ乗に反比例するとして、実機とモデルの効率の関係は下式で表される¹⁰⁾。なお、レイノルズ数は（翼コード長×周速度／動粘性係数）である。

$$\frac{1-\eta_p}{1-\eta_m} = \left(\frac{\text{Re}_m}{\text{Re}_p} \right)^n \quad \dots \dots \dots (14)$$

ここで、 η ：ポリトロープ効率

Re ：レイノルズ数

(添字)

p : 実機、m : モデル

(指数)

n : 試験結果より決める定数

試験結果の近似曲線から n を計算すると以下の式となる。

$$1-\eta \propto \text{Re}^{-n} \quad \begin{cases} 0.35 & \text{Re} < \text{Re}_{critical} \\ 0 & \text{Re} \geq \text{Re}_{critical} \end{cases} \quad \dots \dots \dots (15)$$

翼の表面粗さに起因して、ある臨界レイノルズ数 $\text{Re}_{critical}$ を超えると翼列損失が低下しないことが知られている。

実機圧縮機における臨界レイノルズ数 $\text{Re}_{critical}$ を計算するために以下の表面粗さを代表長とする臨界レイノルズ数 Re_k を定義する。Nikuradse の表面粗さに対する流動抵抗に関する実験式¹¹⁾である。

$$\text{Re}_k = k_{cla} \frac{V}{\nu} \quad \dots \dots \dots (16)$$

ここで、 k_{cla} : 水力的表面粗さ

V : 周速度

ν : 動粘性係数

圧縮機に対して適用するために以下のように変形する。

$$\text{Re}_k = k_{cla} \frac{V}{\nu} = k_{cla} \frac{\text{Re}}{c} \quad \dots \dots \dots (17)$$

ここで、c : 翼コード長さ

Re : 翼コード長さを代表長さとしたレイノルズ数

k_{cla} は(6)式で定義する水力的表面粗さとは異なるが、表面粗さの計測値を使用して評価した。翼表面粗さの計測値は $0.63 \mu\text{m}$ であった。本計測値は、動静翼の負圧面における翼コード方向の中心線に沿って計測した表面粗さの平均値である。圧縮機モデルの臨界レイノルズ数は Fig.50 より 4×10^5 であった。圧縮機モデルの動翼の翼コード長さ c は 26 mm である。

表面粗さを代表長とする臨界レイノルズ数 Re_k は、

$$\text{Re}_k = k_{cla} \frac{\text{Re}}{c} = 0.63 \times 10^{-6} \frac{4 \times 10^5}{0.026} = 9.69 \quad \dots \dots \dots (18)$$

この値をもとに実機圧縮機の翼コード長さを代表長さとする臨界レイノルズ数 $\text{Re}_{critical}$ を計算すると、

$$Re_{critical} = Re_k \frac{c}{k_{cla}} = 9.69 \frac{0.078}{0.63 \times 10^{-6}} = 1.2 \times 10^6 \quad \dots \dots \dots \dots \dots \dots \quad (19)$$

となる。

本臨界レイノルズ数における圧縮機の翼列損失を外挿することにより実機圧縮機のポリトロープ効率を予測することができる。実機圧縮機翼列のポリトロープ効率の外挿値は約 92% であった。

3 次元粘性流動解析コードにより高精度に効率を予測することはできないので、20 段の実機圧縮機の効率を性能予測は 2 次元スルーフローコード¹²⁾により実施した。スルーフローコードは、以下のステップにより検証した。

- ① ピトートラバース計測により得られた動翼後の流速と流れ方向や翼列内圧力及び温度の計測値を用いて検証
- ② 4 段までの試験結果を用いて検証した 3 次元粘性流動解析コード¹²⁾を用いて計算した静翼後の流速と流れ方向等の数値解析結果を用いてスルーフローコードを検証
- ③ 5 段以降については、十分 Re 数が大きい産業ガスタービン用空気圧縮機の性能計測結果とそのスルーフローコードを用いて検証

このように、試験結果により検証したスルーフローコードによる予測値は 91.5% であり、両者はよく一致した。この値から、吸込ケーシングと吐出ケーシングの損失を含めた実機圧縮機全体の断熱効率を求めると 89.7% であった。これは、GTHTR300 用圧縮機の全体断熱効率の設計値である 89.0%²⁾を上回る。

3. インレットディストーションの低減方法の提案

本章では、インレットディストーションの発生メカニズムを考察した上で、主配管を分岐して吸込ケーシングに接続するインレットディストーションの低減方法を提案する。分岐配管の設置位置方法および設定根拠について示し、3次元粘性流動解析による効果の確認結果を示す。

3. 1 インレットディストーションの発生メカニズムの考察

本節では、インレットディストーションの発生メカニズムについて考察する。

吸込ケーシングの入口主配管の直径が、分配流路の流路直径と同程度と小さいので、主配管から分配流路に流入した流れが、主配管を中心としてその両側で分配流路からはく離して逆流が発生する (Fig. 51)。はく離による逆流領域の発生により、分配流路の流動抵抗が大きくなり、分配流路に沿って全圧が減少すると考えられる。この全圧の減少により、翼列前流速の周方向の差が大きくなり、インレットディストーションによる圧縮機の性能劣化が予想される。

吸込ケーシング出口の周方向流量分布は、分配管の理論解から予測できる。

支管の抵抗が均一の分配管は、第一次近似として連続等分布分配管の理論式を採用することができる、分配管内の圧力分布は以下の式により計算できる¹³⁾。

$$\frac{p - p_e}{\frac{1}{2} \rho V_i^2} = \left\{ \left(k_d + 1 \right) \left(1 - \frac{x}{L} \right) - 1 \right\} \left(1 - \frac{x}{L} \right)^2 \quad \dots \dots \dots \quad (20)$$

ここで、 p は圧力、 p_e は主管の末端圧力、 L は分配管の長さ、 x は分配管に沿った位置、 V_i は分

配管入口流速、 ρ はガス密度、 $k_d = \left(\frac{\lambda L}{3D} - 1 \right)$ は分配管特性パラメータである。なお、主管入口

と末端との圧力差は $p_i - p_e = k_d \frac{\rho}{2} V_i^2$ となる。ここで、 p_i は分配管入口圧力である。Fig. 52 は、

$k_d = -1, -2/3, -1/3, 0, 1/3, 2/3, 1$ に対して式 (20) による静圧分布をプロットしたものである。 $k_d < 0$ では摩擦による圧力降下よりディフューザ作用による昇圧の方が大きく、 $p_i < p_e$ となる。 $k_d > 0$ ではその逆である。

いま、各支管の断面積 a や形状が同一で、その流量 q_j は、支管にかかる圧力 p_a との圧力差から、

$$q_j = ca \sqrt{\frac{2(p_j - p_a)}{\rho}} \quad \dots \dots \dots \quad (21)$$

で求められるものとする。ここに c は支管の抵抗によって決まる流量係数で、全ての支管で均一とする。本理論を吸込ケーシングに適用する際には、簡単のため c, a, p_a を一定と考える。

吸込ケーシングの分配管パラメータ k_d は、分配流路内での流れがなめらかな場合には約 -0.97 となる。この場合、入口側から反対方向の仕切り板にかけて分配流量が増加する。

しかし、分配流路内での逆流の発生により流動抵抗 λ が増加して分配管パラメータ k_d の値が正の大きな値となり、分配流路に沿って入口から反対方向の仕切り板に向かって分配流量が低下すると予想された。

3. 2 分岐配管によるインレットディストーションの低減方法

Fig. 53 に示すように、吸込ケーシングの分配流路内での逆流発生領域前後で周方向流速を均一化させるよう壁面から流れを注入することができれば、分配流路内での流れのはく離と逆流を解消でき、分配流路内の流動抵抗を低減させてインレットディストーションを低減できると考える。

逆流領域への流れの注入方法としては、吸込ケーシングの上流で、主配管から周方向流速を均一化させる適当な流路断面積を有する 2 本の配管を分岐し、吸込ケーシングに主配管と 2 本の分岐配管を接続することを提案した。

分岐配管を接続する位置は、主配管からの流れがはく離により分配流路内で逆流となる主配管の中心軸 0° から 90° までの範囲内で、適当な管径を有する分岐配管が接続可能な位置とする。

主配管と分岐配管の直径の比は、以下の方法により決定する。

- ① 主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流速を同じになるように流れを注入
- ② 流れを注入して逆流が解消された場合、主配管接続位置と分岐配管接続位置とで圧力がほぼ同じになると仮定
- ③ 主配管の分岐位置で各流路の入口圧力が同じと仮定
- ④ 分岐配管内の流量は配管断面積に比例すると仮定
- ⑤ 主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流速を同じになるように分岐配管流量を決定

分岐配管断面積を決定した後、汎用の流体力学数値解析コードにより、分配流路内での主配管近傍ではく離による逆流が発生しないことを確認して最終的に決定する。

なお、次節にて後述するように、翼列への流入速度を周方向に一定となると仮定することにより、分岐配管断面積は分岐配管の設置位置の関数により一意に決まる。この場合、分岐配管接続位置での周方向流速と主配管入口での周方向流速を同じくするための分岐配管流量が全流量に比例するため、主配管と分岐配管との断面積比は変わらない。したがって、全流量を変えても、分岐配管接続位置で、常に周方向流速を主配管接続位置での周方向流速と同じに維持することができる。

分岐配管の設置位置については、分岐配管を吸込ケーシングに接続可能な位置のうち、主配管中心軸から ±60° の位置とした。後述した数値解析から上記の条件を満足できることを確認した。また、主配管には 500A、分岐配管として 200A の配管を使用した。3. 3 節にその設定根拠を示す。

3. 3 分配流路内における周方向流速の計算方法

前節で、主配管を分岐して吸込ケーシングに接続するインレットディストーションの低減方法を提案した。本節では、分岐配管の設置位置と管径の設定にあたりその設定根拠を示す。

分配流路内の周方向流速の周方向分布は、圧縮機入口の軸方向流速の周方向分布を仮定することにより、以下の関係式により計算できる。周方向角度を θ 、全体積流量を Q_{Total} 、分配流路内の周方向体積流量を $Q_C(\theta)$ 、圧縮機入口の軸方向体積流量を $Q_{AX}(\theta)$ とすると、

$$\frac{Q_{Total}}{2} = Q_C(\theta) + \int_0^\theta Q_{AX}(\theta) d\theta \quad \dots \dots \dots (22)$$

θ が 0、すなわち、主配管接続部では、流入した全流量の内半分が分配管内を流れるので、

$$Q_C(0) = \frac{Q_{Total}}{2} \quad \dots \dots \dots (23)$$

となる。一方、主配管の反対側では、仕切板を設けていることから周方向体積流量が 0 となり、

$$Q_c(\pi) = 0, \quad \int_0^\pi Q_{AX}(\theta) d\theta = \frac{Q_{Total}}{2} \quad \dots \dots \dots (24)$$

となる。翼列入口での軸方向流量は、

$$Q_{AX}(\theta) d\theta = V_{AX}(\theta) dA = V_{AX}(\theta) \frac{r_o^2 - r_i^2}{2} d\theta \quad \dots \dots \dots (25)$$

となる。周方向流量から軸方向流量を差し引くことにより θ での周方向流量を算出することができ、

$$V_c(\theta) A_c(\theta) = Q_c(\theta) = \frac{Q_{Total}}{2} - \int_0^\theta V_{AX}(\theta') \frac{r_o^2 - r_i^2}{2} d\theta' \quad \dots \dots \dots (26)$$

となる。翼列入口での軸方向流速はインレットディストーションによる速度分布を三角関数で近似することにより、

$$V_{AX}(\theta) = a_0 + a_1 \sin \theta + b_1 \cos \theta \quad \dots \dots \dots (27)$$

となる。周方向流速は以下の式により計算される。

$$V_c(\theta) = \frac{1}{A_c(\theta)} \left[\frac{Q_{Total}}{2} - \left(\frac{r_o^2 - r_i^2}{2} \right) \{a_0 \theta + a_1 (1 - \cos \theta) + b_1 \sin \theta\} \right] \quad \dots \dots (28)$$

主配管の反対側では、周方向流速が 0 となり、

$$V_c(\pi) = \frac{1}{A_c(\theta)} \left[\frac{Q_{Total}}{2} - \left(\frac{r_o^2 - r_i^2}{2} \right) \{a_0 \pi + 2a_1\} \right] = 0 \quad \dots \dots (29)$$

となる。90° の位置では、周方向流速が以下の式になる。

$$V_c\left(\frac{\pi}{2}\right) = \frac{1}{A_c(\theta)} \left[\frac{Q_{Total}}{2} - \left(\frac{r_o^2 - r_i^2}{2} \right) \left(\frac{\pi}{2} a_0 + a_1 + b_1 \right) \right] \quad \dots \dots (30)$$

主配管位置では、周方向流速が以下の式となる。

$$V_c(0) = \frac{1}{A_c(\theta)} \left[\frac{Q_{Total}}{2} \right] \quad \dots \dots (31)$$

翼列入口流速が周方向に一定である仮定のもと、(28) 式より求めた周方向流速の周方向分布を Fig. 54 に示す。なお、主配管中心の値で正規化されている。周方向流れは、周方向角度に対して線形であり、主配管反対方向で仕切り板により止められるため 0 となる。翼列入口流速が周方向に分布すると、直線からはずれ、分布が大きくなるほど直線からの差が大きくなる。しかし、周方向流量に対して翼列入口流量が小さいことから、本試験で得られるディストーションの範囲では、大きくずれることはない。

主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流速を同じになるように、分岐配管の直径を決める。流れを注入して逆流が解消された場合、主配管接続位置と分岐配管接続位置とで圧力がほぼ同じになる、主配管の分岐位置で各流路の入口圧力が同じ、分岐配管内の流量は配管断面積に比例す

るとの仮定のもと、分岐配管接続位置と分岐配管の直径との関係式を以下に導く。

分岐配管無しの時の主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流量の比は、

$$\frac{V_c(\theta) \cdot A}{V_c(0) \cdot A} = \frac{Q_c(\theta)}{Q_c(0)} = \left(1 - \frac{\theta}{\pi}\right) \quad \dots \dots \dots (32)$$

である。主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流量との差 ΔQ_c と主配管入口での周方向流量との比は、

$$\frac{\Delta Q_c}{Q_c(0)} = \frac{Q_c(0) - Q_c(\theta)}{Q_c(0)} = \frac{A(V_c(0) - V_c(\theta))}{AV_c(0)} = \frac{\theta}{\pi} \quad \dots \dots \dots (33)$$

である。主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流速を同じにするためには、主配管入口と分岐配管接続位置での周方向流量との差となる流量を分岐配管から注入すればよい。よって、分岐配管接続位置と分岐配管の直径との関係式は、

$$\frac{\pi D_M^2 V_M}{\pi D(\theta)^2 B V_B(\theta)} = \frac{D_M^2}{D_B^2} = \frac{Q_{Total}}{\Delta Q_c} = \frac{2Q_c(0)}{\Delta Q_c} = \frac{2}{\frac{\theta}{\pi}} = \frac{2\pi}{\theta} \quad \dots \dots \dots (34)$$

ここで、 D_M と $D_B(\theta)$ を、それぞれ主配管直径、分岐配管を角度 θ に取り付けたときの直径である。

分岐配管を主配管から 60° の位置に取り付ける場合、周方向流速は主配管中心の $2/3$ となる。したがって、分岐配管から主配管流量の $1/6$ を流す。このとき、主配管と 2 本の分岐配管との面積比は $6 : 1$ となる。よって、配管直径は、主配管が $500A$ 、分岐配管が $200A$ となる。

以上のことから、翼列への流入速度を周方向に一定となると仮定すると、分岐配管断面積は分岐配管の設置位置の閑数 (34) 式により一意に決まる。

また、(34) 式より、分岐配管接続位置での周方向流速と主配管入口での周方向流速を同じくするための分岐配管流量が全流量に比例するため、主配管と分岐配管との断面積比は変わらない。したがって、全流量を変えても、分岐配管接続位置で、常に周方向流速を主配管接続位置での周方向流速と同じに維持することができる。

3. 4 数値解析方法および条件

圧縮機モデル性能試験装置の吸込ケーシングについて、前節までに提案したインレットディストーションの低減方法をもとに設計し、分岐配管の有無によるインレットディストーションへの影響を数値解析により明らかにする。

数値解析コードとして汎用熱流動解析コード STAR-CD¹⁴⁾を使用した。分岐配管は、取り外しを可能するためにフランジにより接続した。数値解析モデルを Fig. 55, 56 に示す。数値解析は、圧縮機モデル性能試験装置の設計点における圧力、温度、流量条件により実施した。

境界条件および計算条件は、以下の通り。

1) 境界条件

- ① 入口側：流速一定
- ② 出口側：圧力一定

2) 計算条件

- ① 体積流量： $31,450 \text{m}^3/\text{hr}$
- ② 流体密度： 1.402kg/m^3

3. 5 数値解析結果

分岐配管の有無による IGV 前（すなわち吸込ケーシング出口）全圧分布への影響を調べる。計測点は IGV 前のノズル部であるが、ノズルの流動抵抗による圧力損失が最大でも動圧の 0.1 倍程度と全圧に比べて無視できるほど小さいことから、全圧計測位置の周方向角度での分配流路内全圧を代表していると考える。

前述した試験結果から、分岐配管無しの場合、主配管近傍で全圧が高く、主配管の反対側で全圧が低くなった。一方、分岐配管を接続することにより、全圧分布が平坦に制御され、改善されることがわかった。分岐配管により流れを注入することにより、分配流路内の流動抵抗を低減させ、全圧分布を小さくできた。

一方、分岐配管無しの場合、主配管近傍で流速が速く、主配管の反対側で流速が遅くなつた。分岐配管を接続することにより、流速分布が平坦に制御され、改善されることがわかった。先に述べた考察から、分岐配管を接続することにより流れのはく離による逆流領域が解消され、分配流路の流動抵抗が顕著に低下したと考えられる。また、分岐配管により逆流領域に流れを注入することにより、翼列に流入する流速分布を小さくしたと考えられる。

分岐配管無しの場合の流動解析結果を Fig. 57 に示す。吸込ケーシング入口から流入したガスが分配流路内を直線的に侵入するため、主配管から流入した後、直ちに流れが分配流路からはく離する。その後、主配管付け根部から 90° 付近まで流れが逆流となる。この逆流が分配流路内の流れを閉塞させる。分岐配管無しの場合の全圧解析結果を Fig. 58 に示す。主配管接続部から逆流領域にかけて全圧に大きな傾きが発生している。

分岐配管を接続した場合の吸込ケーシング分配流路内の流動解析結果を Fig. 59 に示す。この場合、吸込ケーシング入口から流入したガスが分配流路内を直線的に侵入するが、分岐配管によって流れが分配される分、吸込ケーシングへの流入流速が小さい。また、分岐配管無しの場合で流れが逆流していた領域では、分岐配管により注入された流れにより整流され、逆流領域がなくなっていることがわかる。この効果により、Fig. 60 に示すように分岐配管無しの条件で急だった全圧の傾きがなめらかになった。

分配管理論によると、分配管の末端において支管流量が小さくなる場合は、分配管の流動抵抗が高い場合である。一方、吸込ケーシングの分配流路の分配管特性パラメータは -0.97 であり、このときの流速分布のパターンは、逆に、分配流路の末端で最も流速が早くなる。この矛盾により、吸込ケーシングにおいて流動抵抗を高くする現象が生じているといえる。吸込ケーシング入口の構造を考えると、主配管からの流れが分配流路内ではなくして逆流領域が発生することにより分配流路の流動抵抗が高くなつたと考えるのは、この理論的考察、数値解析結果および本試験結果からも妥当である。

本検討に基づき、第 2 章で示した試験装置で分岐配管の効果を確認した。

4. まとめ

高温ガス炉ガスタービン発電システム（GTHTR300）用ヘリウムガス圧縮機のインレットディストーションによる性能への影響を明らかにした。また、インレットディストーションの低減方法を提案するとともに、その有効性を理論的考察、数値解析及び圧縮機モデル性能試験により明らかにした。以下に本検討により得られた主要な知見を示す。

- ① 圧縮機モデル性能試験の結果、分岐配管無しの場合には、分配流路内の全圧が主配管方向から反対側の閉止板に向かって低くなり、その差が大きかった。翼列入口における速度分布も全圧分布と同様の傾向を示し、分配流路理論における分配流路の流動抵抗が高い流量配分パターンを示した。インレットディストーションは約 5~6% であった。一方、分岐配管を取り付けることにより、分配流路内の全圧の周方向の差を低減でき、流動抵抗を低減できた。また、翼列入口流速の周方向の差を低減でき、インレットディストーションは約 3.5%まで低減できた。定格流量 12.2kg/s で翼列間圧力比を約 0.004、翼列間断熱効率を約 0.5%向上できることを明らかにした。また、吸込ケーシング出入口間の圧力損失を約 3~5 kPa 低減でき、実機圧縮機で圧力損失の低減だけにより約 0.8%の効率向上に相当することを明らかにした。一方、吸込ケーシング入口の主配管にオリフィスを設置して、入口流速を高くしてインレットディストーションを高くする試験を実施した。これにより、インレットディストーションが約 3 %増加することにより、翼列間断熱効率が約 1%低下することを明らかにした。並行圧縮機モデルによりインレットディストーションに対する翼列間圧力比、温度比および断熱効率の相関式を導出した。インレットディストーションを 0% と 6%とした場合の翼列間断熱効率の差は、ケース 1 翼で約 1%、ケース 2 翼で約 1.8% であった。
- ② 分岐配管無しの場合、インレットディストーションは圧縮機流量とともに増加することがわかった。分岐配管を接続することによりインレットディストーションは修正流量に依存せずにほとんど一定となることを明らかにした。
- ③ 圧縮機翼列間損失のレイノルズ数依存性に関する相関式を、試験結果をもとに導出した。表面粗さの効果により、レイノルズ数が約 4×10^5 より大きい領域では損失は変化しなくなった。表面粗さの計測値をもとに実機圧縮機の臨界レイノルズ数を計算すると、 1.2×10^6 であり、実機圧縮機翼列のポリトロープ効率の外挿値は約 92 % であった。試験結果により検証した設計コードによる予測値が 91.5% であり、両者はよく一致した。吸込ケーシングと吐出ケーシングの損失を含めた圧縮機全体の断熱効率を求めるとき 89.7% であり、GTHTR300 用圧縮機の設計値断熱効率 89.0% を満足する効率であった。高効率ヘリウムガス圧縮機を開発できた。
- ④ 吸込ケーシングは、主配管を分配流路の流れ方向に直角に接続するため、分配流路に流入した流れが分配流路からはく離して、逆流領域が発生して分配流路内の流動抵抗を増加させる。この結果、分配流路内で周方向に全圧の差が大きくなり、圧縮機性能を劣化させるインレットディストーションの発生が予想された。逆流発生領域前後で周方向流速を均一化させるよう壁面から流れを注入することにより、はく離と逆流を解消させ、インレットディストーションを低減させる方法を提案した。壁面から流れを注入する方法として、主配管から 2 本の配管を分岐して、吸込ケーシングの主配管接続位置の両側に接続すること、並びに、分岐配管の設置位置と分岐配管管径の設定方法を提案した。
- ⑤ 数値解析により、分岐配管無し吸込ケーシングでは、(a)分配流路に流入する主配管からの流れが分配流路からはく離して、主配管から $\pm 90^\circ$ 付近までの領域で逆流が発生すること、(b)

主配管接続部から逆流領域にかけて全圧の周方向の差が大きくなり、インレットディストーションを発生させることを明らかにした。分岐配管を接続して流れを逆流領域に注入することにより、逆流領域が解消して、全圧分布を低減させ、インレットディストーションを解消できることを明らかにした。インレットディストーション低減方法は、試験結果からも妥当であることを明らかにできた。

謝 辞

本試験を実施するにあたりご協力を頂きました三菱重工業（株）長崎造船所の皆様に感謝いたします。

参考文献

- 1) 國富一彦、片西昌司、高田昌二 他, 日本原子力学会誌, 1[4],352 (2002).
- 2) 高田昌二、滝塚貴和、國富一彦、他, 日本原子力学会誌, 1[4], 341(2002).
- 3) 高田昌二、滝塚貴和、國富一彦、他, 日本原子力学会誌, 2[3], 291(2003).
- 4) N. A. Cumpsty, Compressor aerodynamics, Longman , London, (1999).
- 5) C. Reid, The response of axial flow compressors to intake flow distortion, ASME Paper 69-GT-29, (1969).
- 6) R. Z. Mazzawy, Multiple segment parallel compressor model, Trans ASME Journal of Engineering for Power, 99(1977), 288-297.
- 7) David Gordon Wilson, Theodosious Korakianitis, The Design of High Efficiency Turbomachinery and Gas Turbines, Prentice-Hall, Inc., 126(1998).
- 8) 生井武文、井上雅弘 著、ターボ送風機と圧縮機、コロナ社、東京、263(1988).
- 9) 吉澤康和著、新しい誤差論、共立出版、東京、197(1989)
- 10) 生井武文、井上雅弘 著、ターボ送風機と圧縮機、コロナ社、東京、793(1988).
- 11) J. Nikuradse, Gesetzmaessigkeit der turbulenten Stroemung in glatten Rohren, Forsch. Arb. Ing. -Wes. No. 356 (1932).
- 12) 山口信行、軸流圧縮機設計への数値解析手法への応用、ターボ機械、Vol. 13, No. 11, 678(1985)
- 13) 日本機械学会編、管路・ダクトの流体抵抗、日本機械学会、東京、96(1979).
- 14) Computational Dynamics Co. Ltd., STAR CD users manual ver. 3.10.

Table 1 Main specification of helium gas compressor for GTHTR300

Inlet/Outlet pressure [MPa]	3.53/7.05
Inlet/Outlet temperature [°C]	28/139
Rotational speed [rpm]	3600
Number of stages [-]	20
Rotor diameter (1 st /20 th stage) [mm]	1500/1500
Rotor blade outer diameter (1 st /20 th stages) [mm]	1704/1645
Hub-tip ratio (1 st /20 th stages) [-]	0.88/0.91
Rotor blade height (1 st /20 th stage) [mm]	102/72.5
Stator blade height (1 st /20 th stage) [mm]	101/71.5
Number of rotor blades (1 st /20 th stage)	72/90
Number of stator blades (1 st /20 th stage)	94/116
Flow coefficient	0.51
Work coefficient	0.63
Reaction	0.75

Table 2 Comparison of main specifications of the actual and model compressors

	Model compressor	Actual compressor
Rotor diameter [mm]	500	1500
Rotor blade tip diameter [mm]	568	1704
Stage number	4	20
Rated rotational speed [rpm]	10800	3600
Rotor blade tip speed [m/s]	321	321
Numbers of rotor / stator blades	72 / 94	72/94
Chord lengths of rotor/stator blades [mm]	26 / 20	26/20
Span lengths of rotor/stator blades [mm]	33.7	101
Inlet pressure [MPa]	0.88	3.59
Reynolds number	7.55×10^5	9.0×10^6

Table 3 Measuring items

Measuring positions	Measurement items	Number of points in circumferential direction
Compressor inlet	Static pressure at wall	4
	Temperature	4
Before inlet guide vane	Static pressure at wall	4
	Total pressure by probe	4
After outlet guide vane	Static and total pressure by traverse	1
	Temperature at wall	4
After outlet guide vane	Total temperature by probe	4
	Static pressure at wall	4
After outlet guide vane	Total pressure by probe	4
	Static and total pressure by traverse	1
After outlet guide vane	Temperature at wall	4
	Total temperature by probe	4
Compressor outlet	Static pressure at wall	4
	Temperature	4
Each vane row		
After rotor blade	Static and total pressure by traverse	1/Stage
Before rotor blade and outlet guide vane	Static pressure at wall	2/stage
	Temperature at wall	2/stage
Before orifice	Pressure	4
	Temperature	4
Orifice differential pressure	Pressure	4
Compressor shaft input	Torque	-
Motor	Current / Power	-
Mechanical properties	Vibration/ Noise	-

Table 4 Tip clearance necessary during operation

Evaluation items	Evaluation method	Displacement	
		Lower	Upper
Lift-up of rotor by bearing	Data analysis of bearing	-0.066 mm	+0.066 mm
		at 10800rpm	
Thermal expansion of bearing	Structure analysis	-0.015mm	+0.015mm
Expansion by centrifugal force	F.E.M	0.175mm at the 4 th stage rotor blade	
Thermal expansion of rotor blade	F.E.M	0.059mm at the 4 th stage rotor blade	
Thermal expansion of intermediate casing	F.E.M	-0.056mm at the 4 th stage rotor blade	
Thermal expansion of bearing box and outlet casing	F.E.M	0.037mm	-0.037mm
Minimum tip clearance during operation	Rotor vibration	Unbalance mass response analysis	0.272mm
	Margin	Engineering judge	0.1mm
	Measuring error of tip clearance at 0 rpm	Experiment	0.03mm

Table 5(a) Comparisons of design and measured initial setting tip clearances
(Case 1, 0.4 mm)

Rotor blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
1 st blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.67	0.59	0.62	0.59
2 nd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.66	0.57	0.62	0.61
3 rd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.66	0.55	0.62	0.63
4 th blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.68	0.55	0.62	0.64
Stator blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
Inlet Guide Vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.57	0.63	0.62
1 st blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.67	0.59	0.62	0.62
2 nd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.65	0.59	0.63	0.64
3 rd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.66	0.58	0.60	0.64
4 th blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.67	0.54	0.59	0.63
Outlet guide vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.57	0.62	0.62

Table 5(b) Comparisons of design and measured initial setting tip clearances
(Case 2, 0.3 mm)

Rotor blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
1 st blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.67	0.59	0.63	0.59
2 nd blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.57	0.48	0.53	0.51
3 rd blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.56	0.46	0.52	0.53
4 th blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.59	0.45	0.53	0.52
Stator blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
Inlet Guide Vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.58	0.63	0.63
1 st blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.56	0.49	0.52	0.52
2 nd blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.55	0.49	0.53	0.53
3 rd blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.57	0.47	0.51	0.53
4 th blade row	Design	0.55-0.60	0.44-0.49	0.49-0.54	0.49-0.54
	Measured	0.58	0.44	0.50	0.52
Outlet guide vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.57	0.62	0.62

Table 5(c) Comparisons of design and measured initial setting tip clearances
(Case 2, 0.4 mm)

Rotor blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
1 st blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.67	0.59	0.62	0.59
2 nd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.68	0.59	0.64	0.63
3 rd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.68	0.58	0.64	0.63
4 th blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.68	0.55	0.64	0.63
Stator blade	Initial setting value [mm]				
		Upper	Lower	Left	Right
Inlet Guide Vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.58	0.63	0.62
1 st blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.65	0.58	0.62	0.61
2 nd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.66	0.59	0.63	0.63
3 rd blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.66	0.56	0.61	0.62
4 th blade row	Design	0.65-0.70	0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured	0.68	0.54	0.60	0.62
Outlet guide vane	Design		0.54-0.59	0.59-0.64	0.59-0.64
	Measured		0.58	0.62	0.62

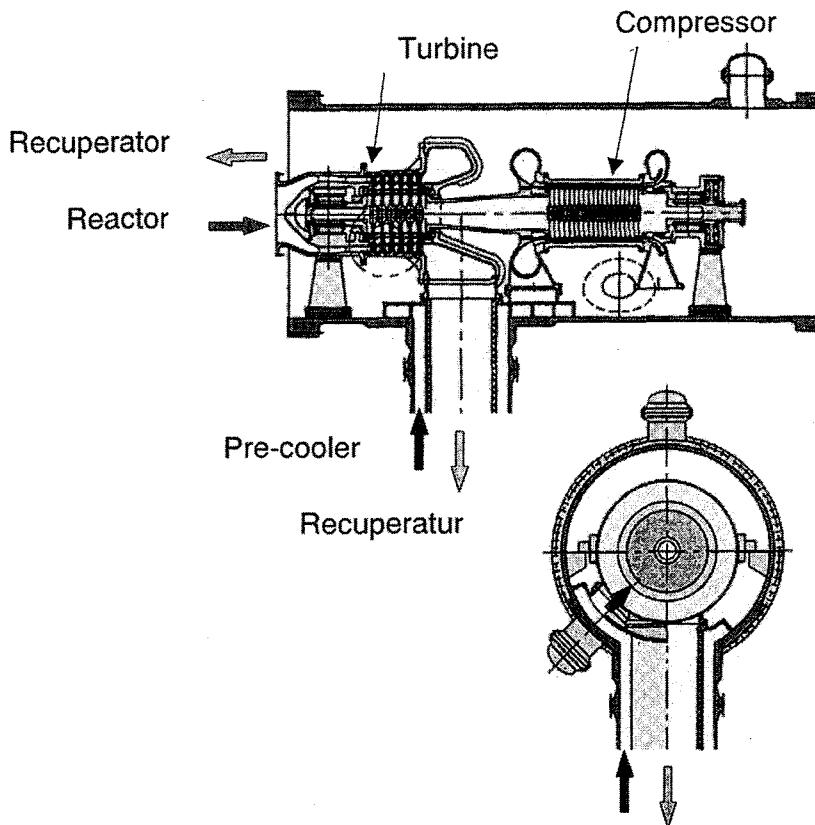


Fig. 1 Inlet structure of helium gas compressor for GTHTR300

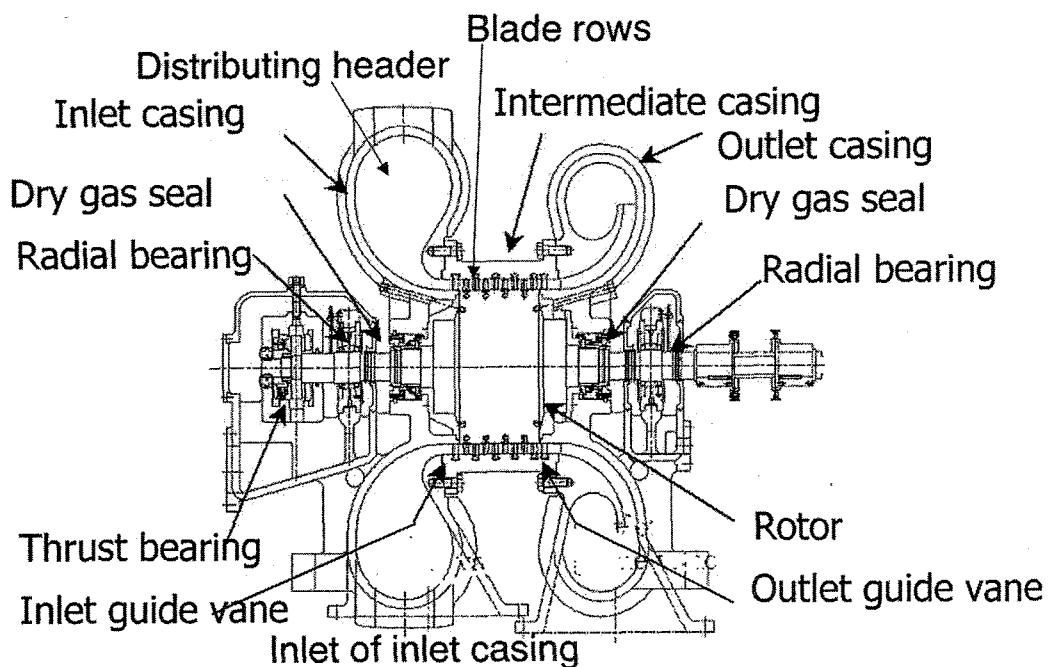


Fig. 2 Drawing of 1/3 scale helium gas compressor model

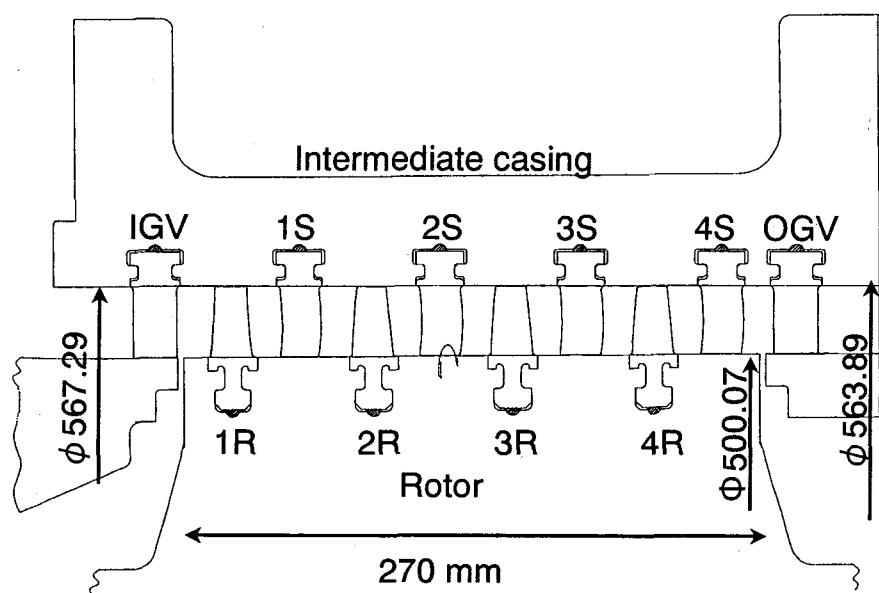


Fig. 3 Drawing of blade rows

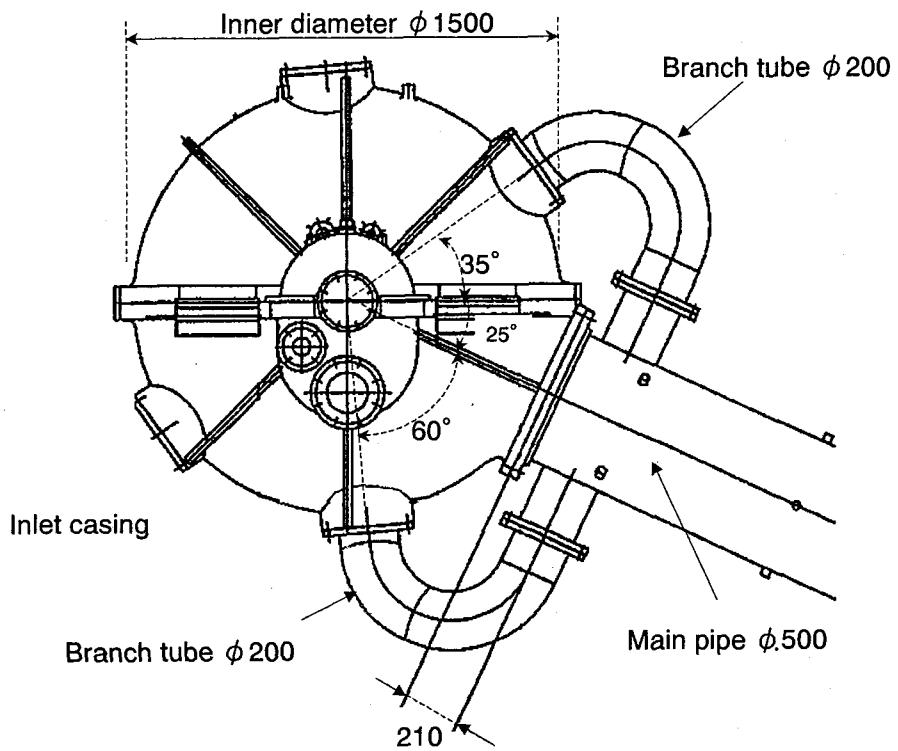


Fig. 4(a) Drawing of inlet casing with branch tubes

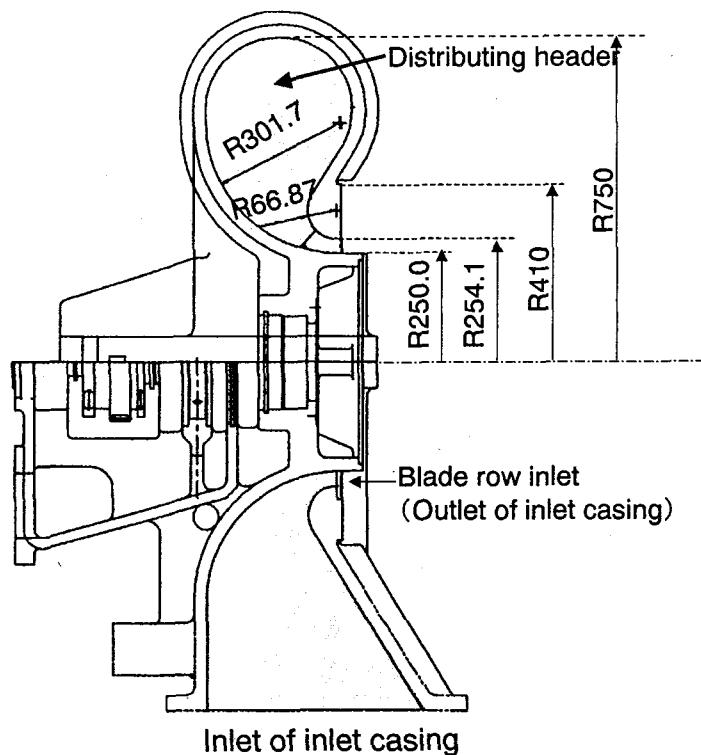


Fig. 4(b) Drawing of inlet casing with branch tubes

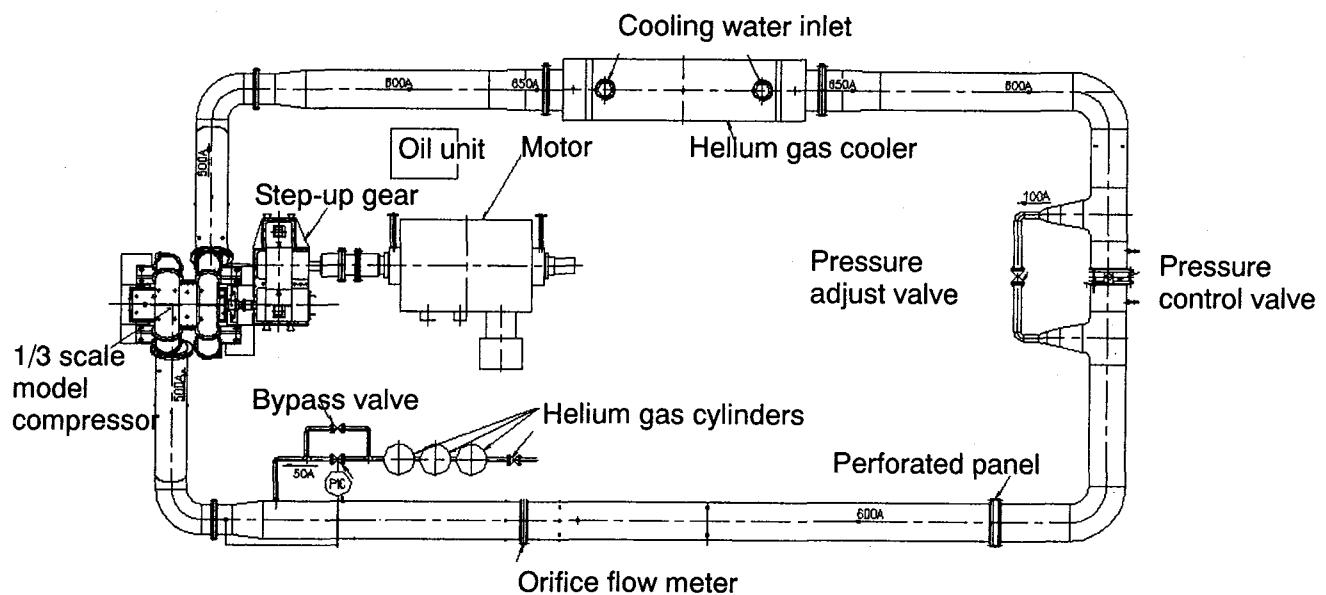


Fig. 5 Schematic drawing of helium gas test loop with compressor model

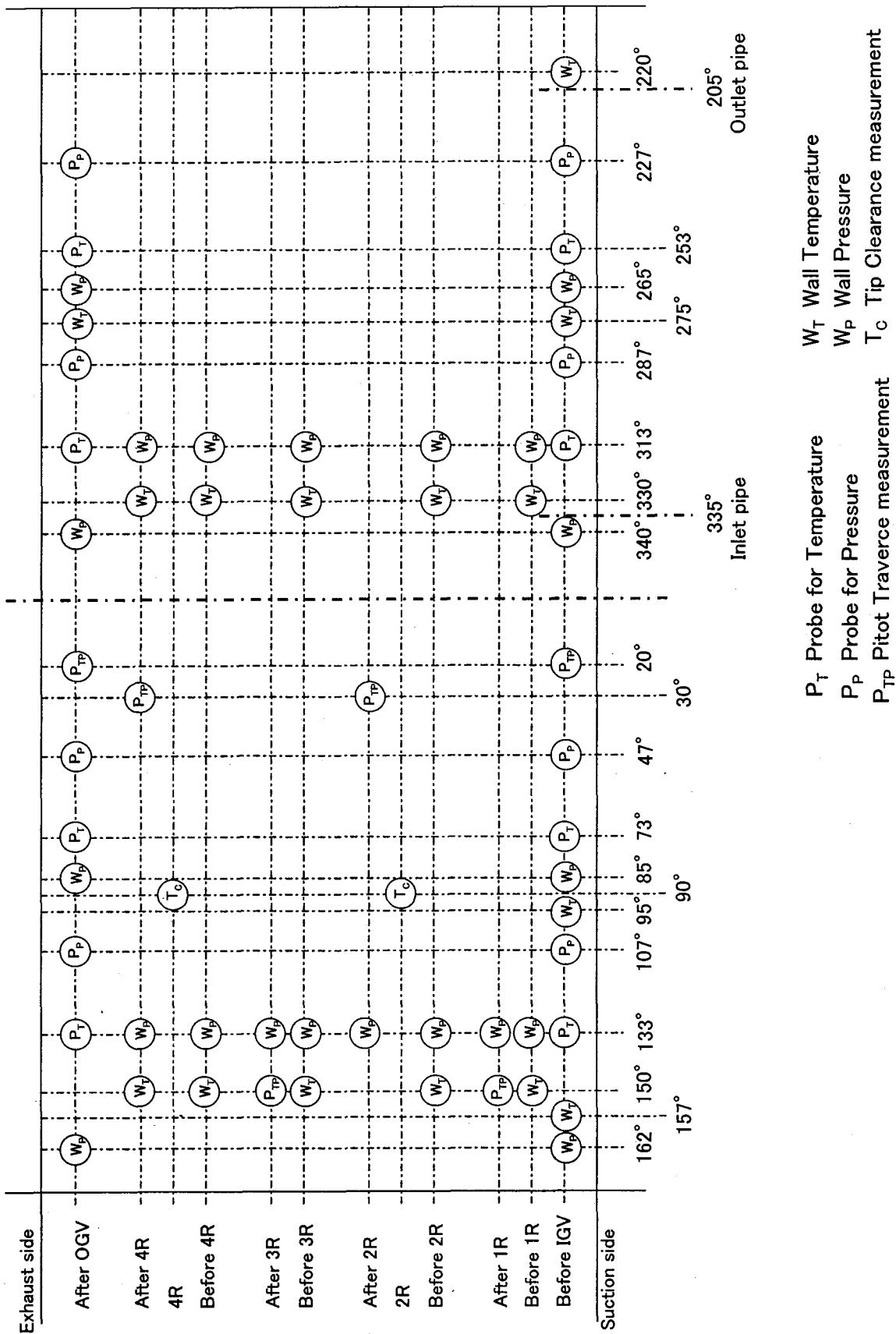


Fig. 6 Sensor positions

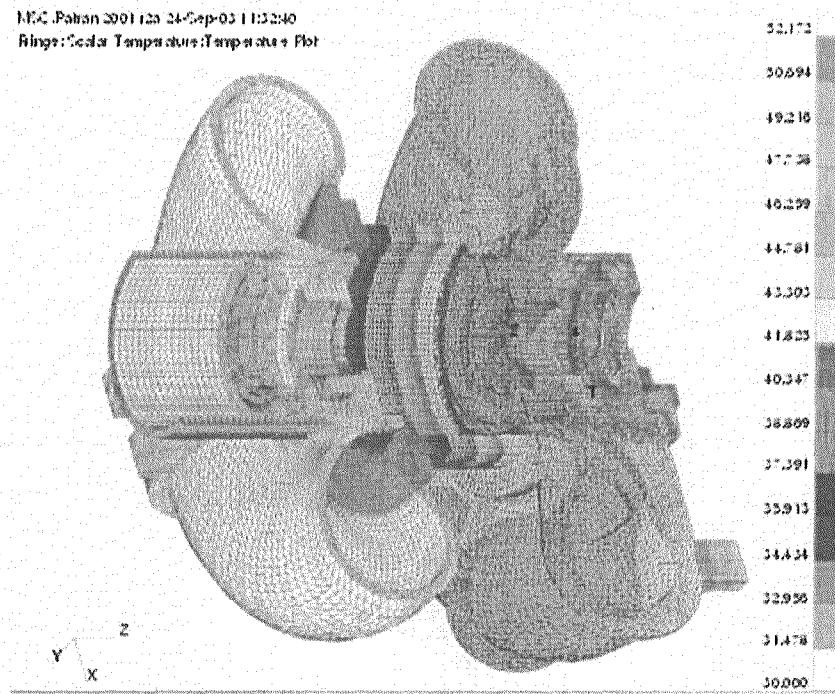


Fig. 7 Temperature contour of casing

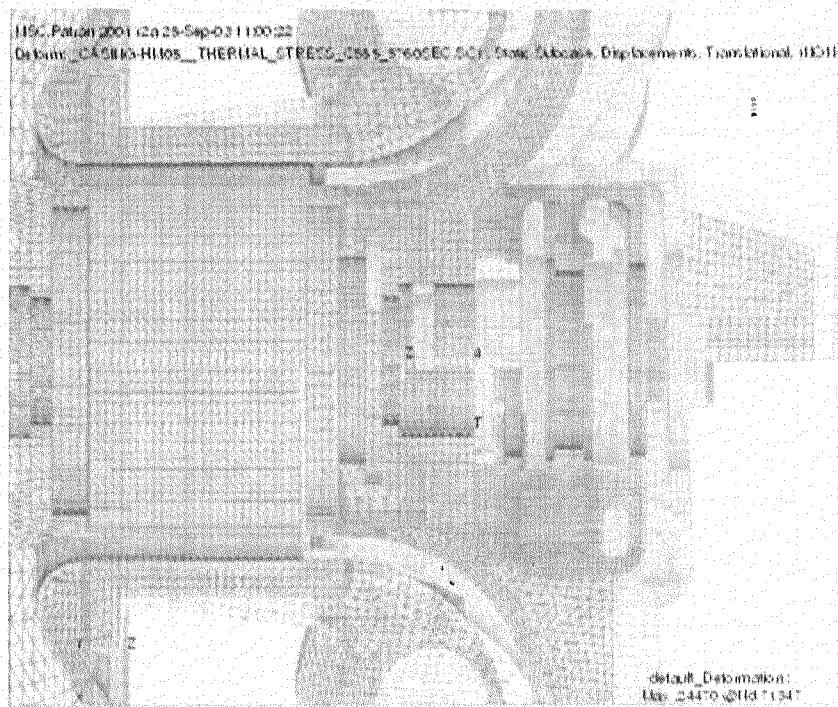


Fig. 8 Thermal deformation of casing

This is a blank page.

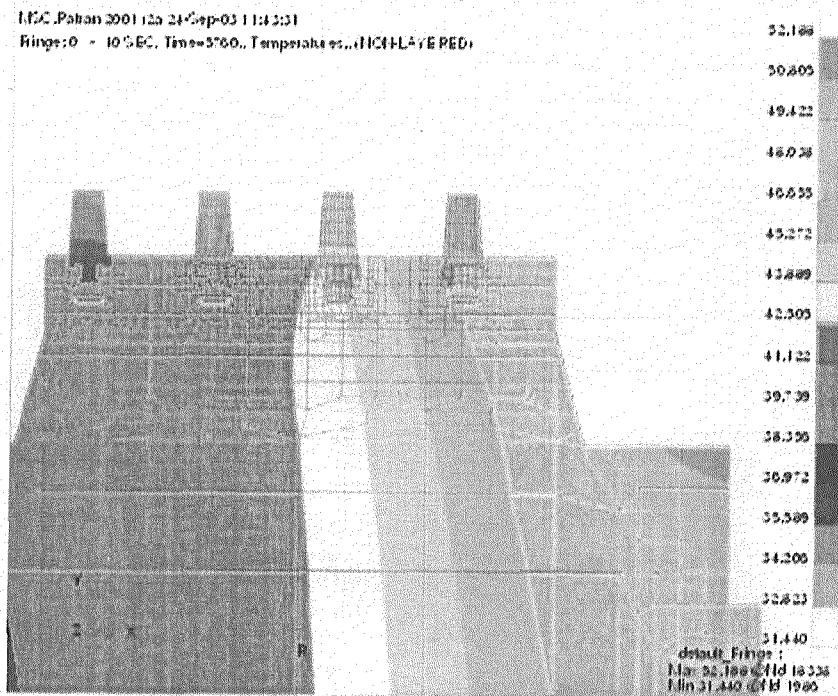


Fig. 9 Temperature contour of rotor and blade

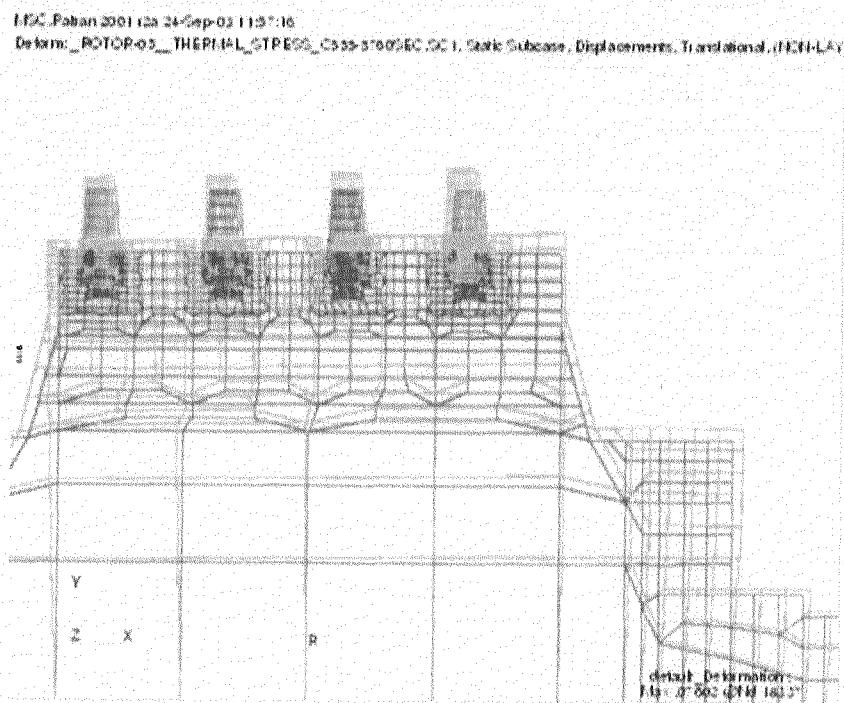


Fig. 10 Thermal deformation of rotor and blade

This is a blank page.

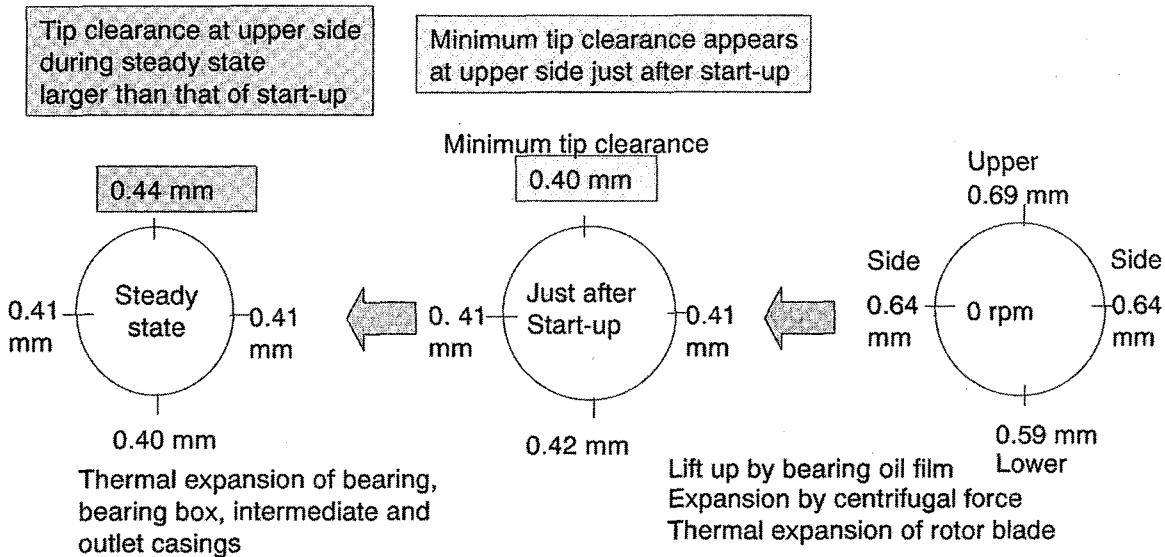


Fig. 11 Transient values of tip clearance during operation

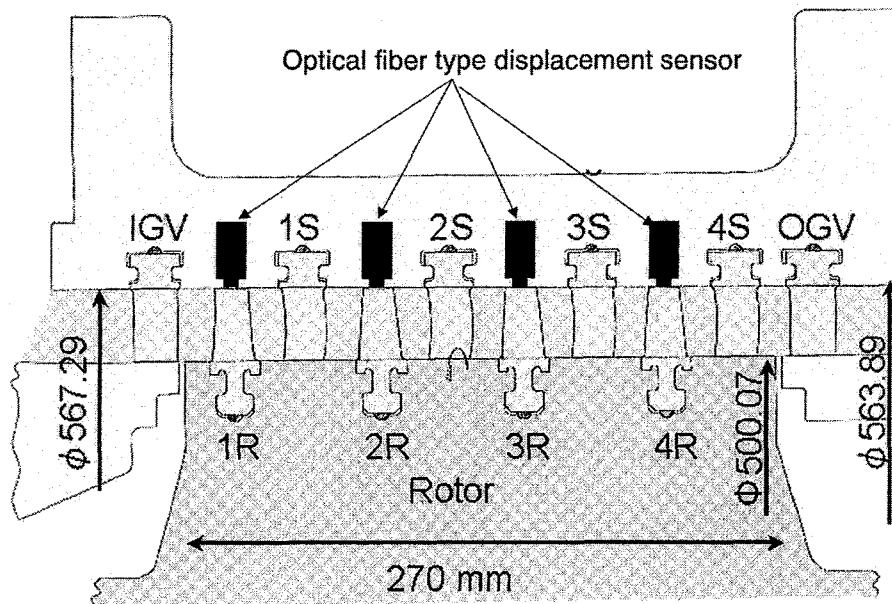


Fig. 12 Measuring points of tip clearance

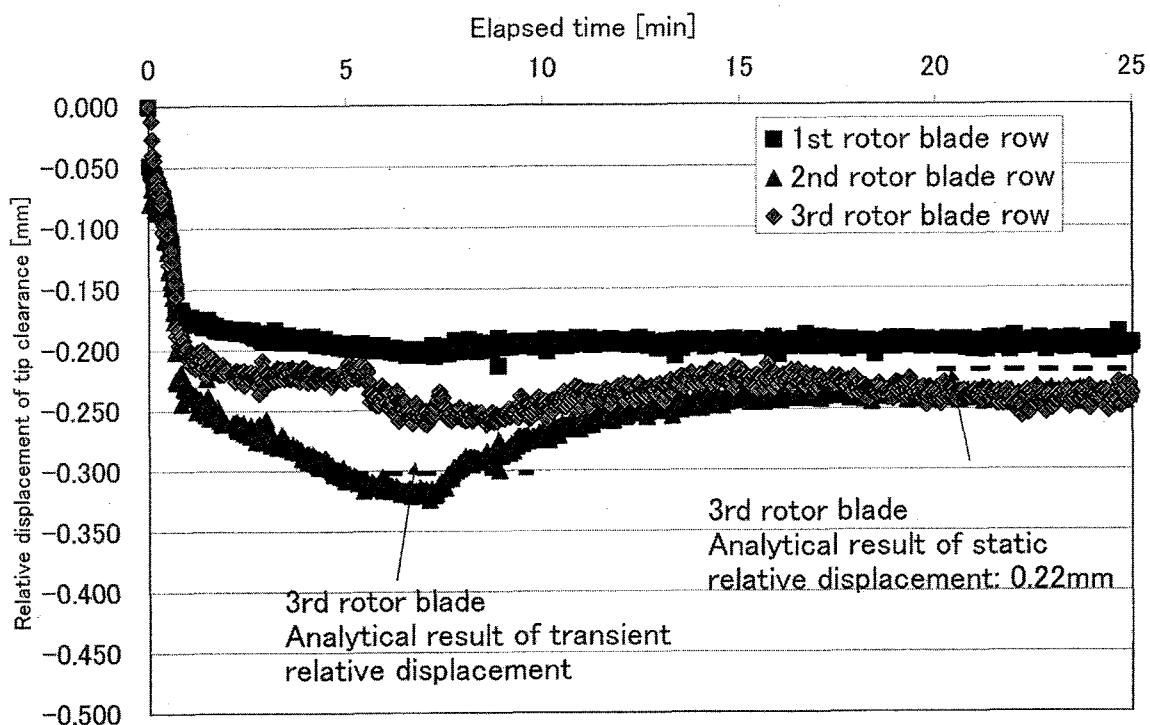


Fig. 13 Relative displacement of tip clearance during start up

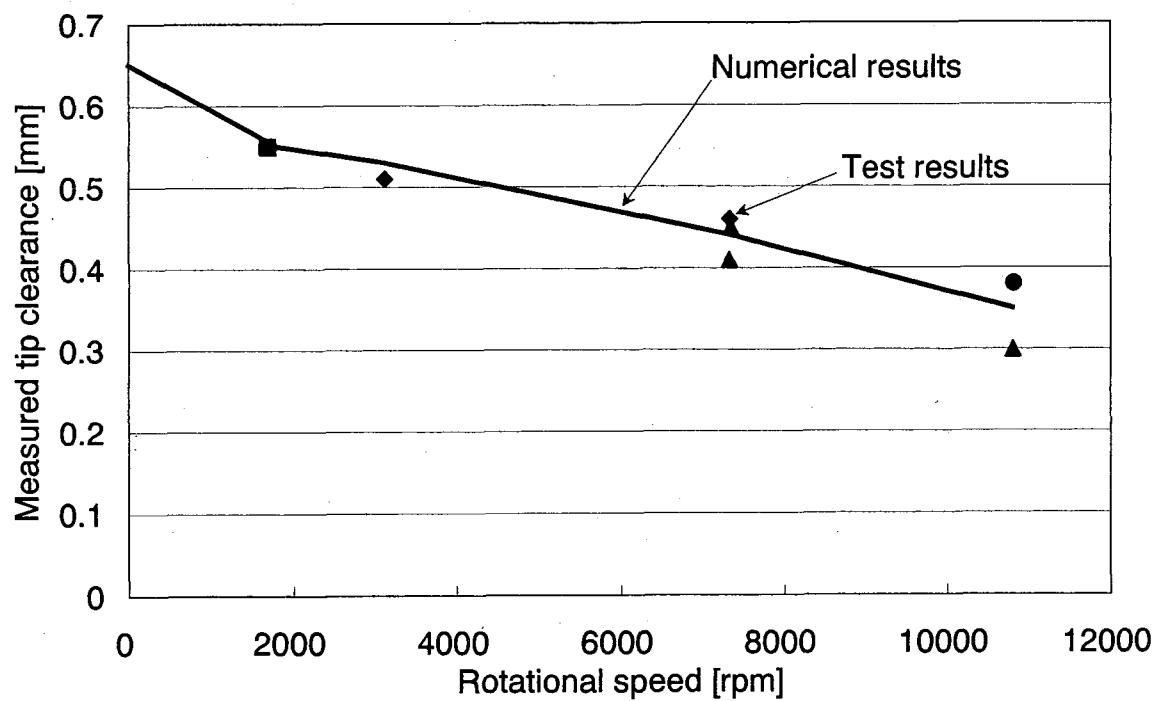


Fig. 14 Rotational speed dependency of tip clearance

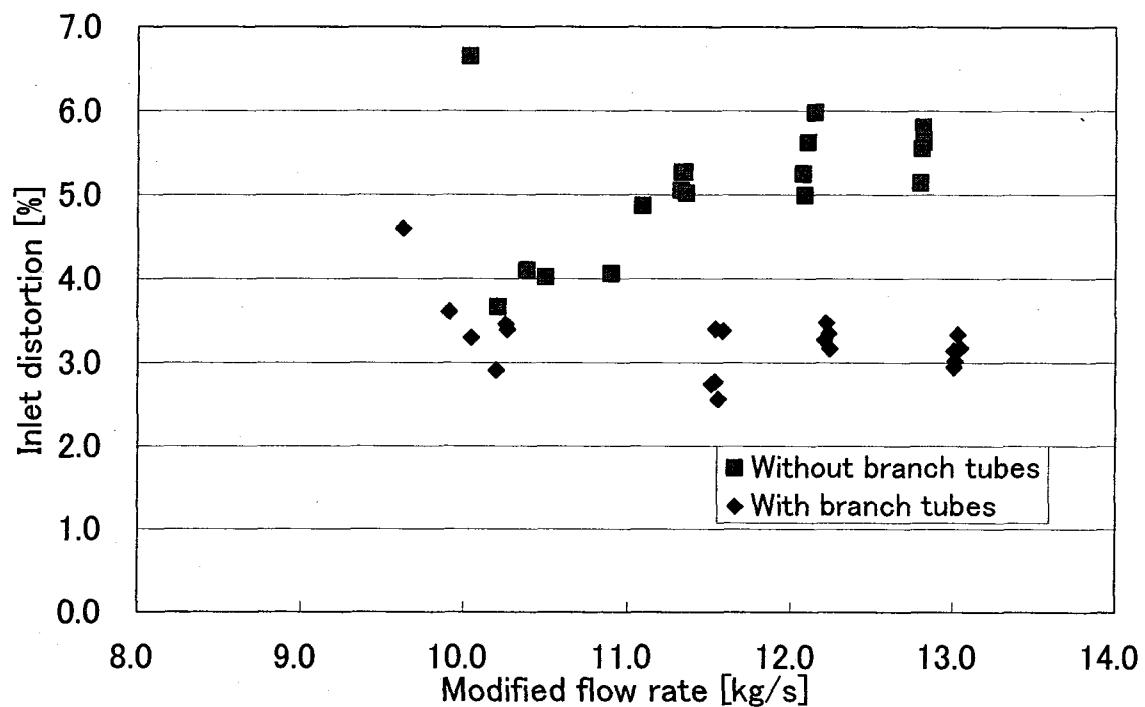


Fig. 15 Comparison of flow rate dependency of inlet distortion
with and without branch tubes

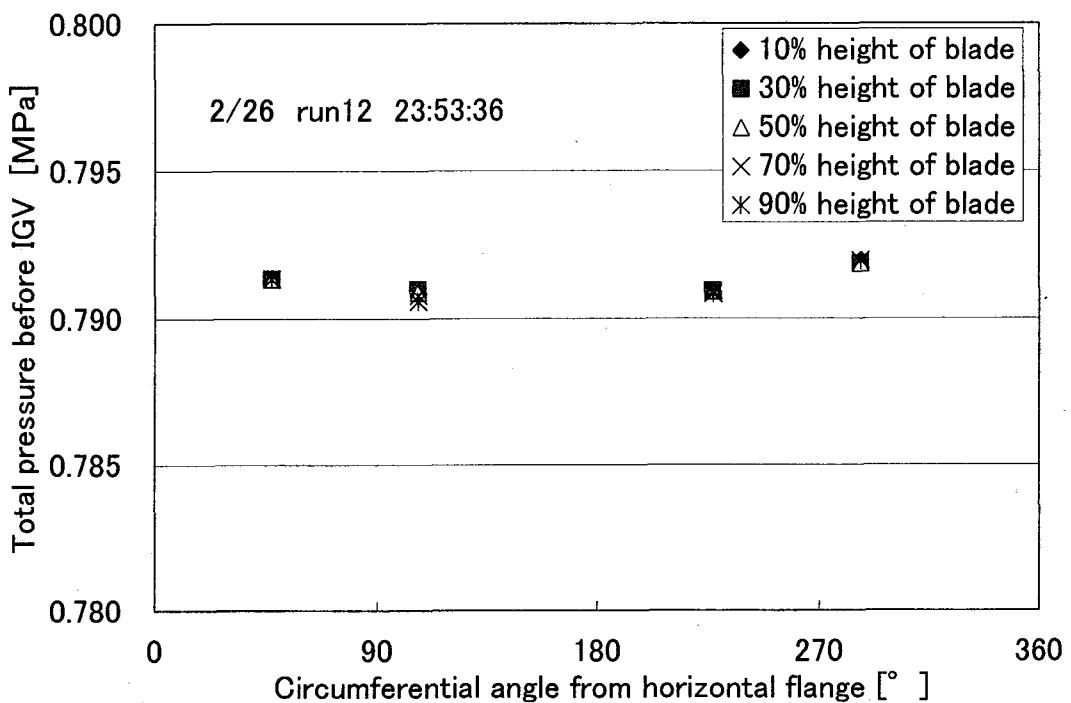


Fig. 16 (a) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)

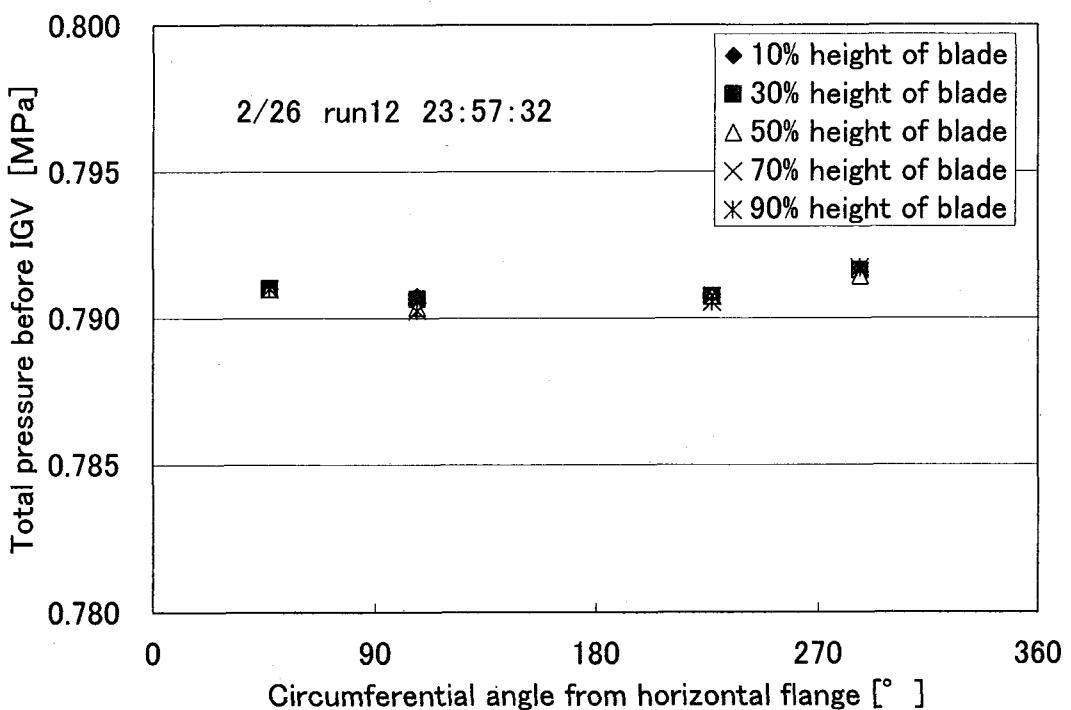


Fig. 16 (b) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)

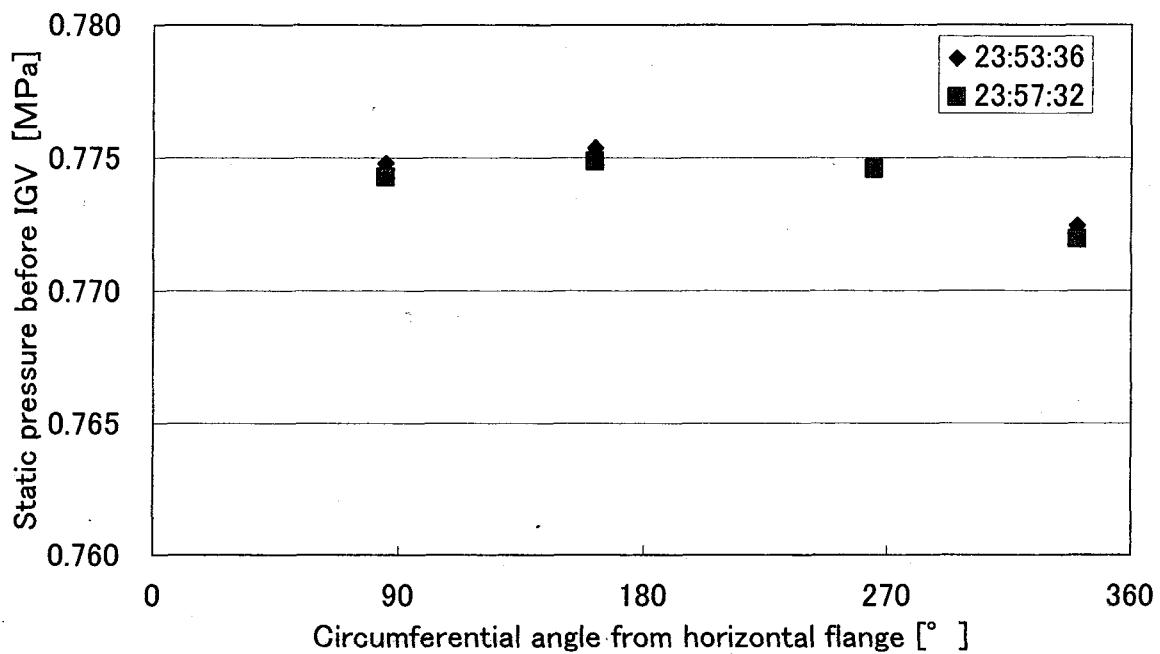


Fig. 17 Static pressure distribution before IGV

(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

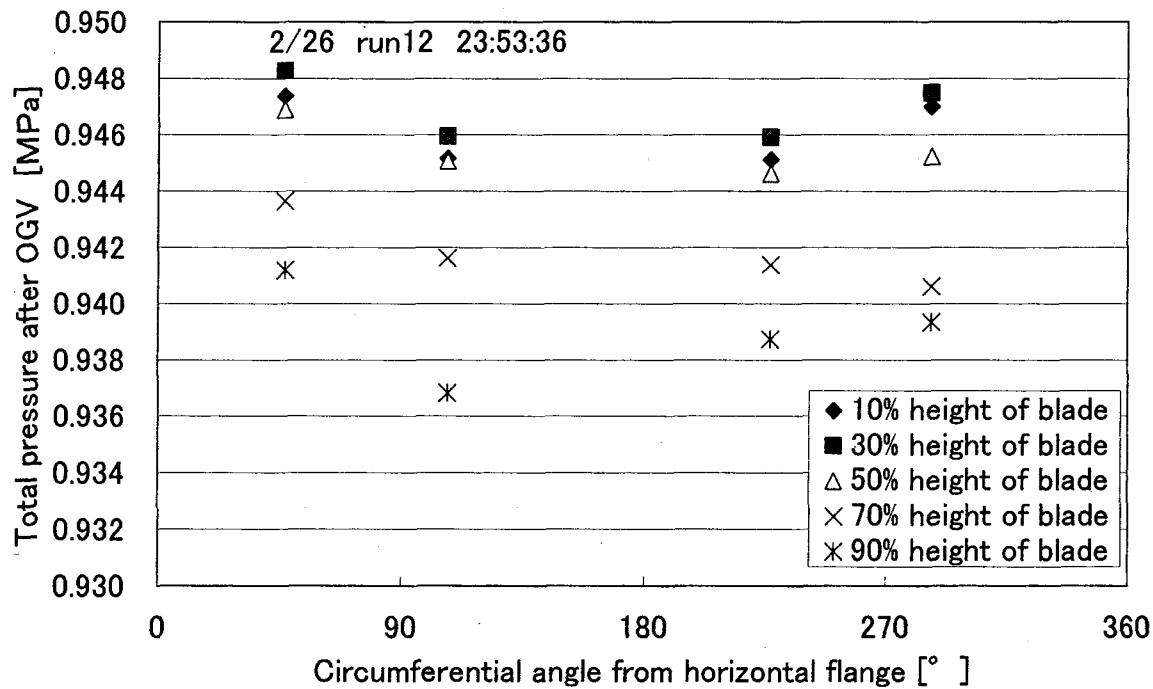


Fig. 18(a) Total pressure distribution after OGV

(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)

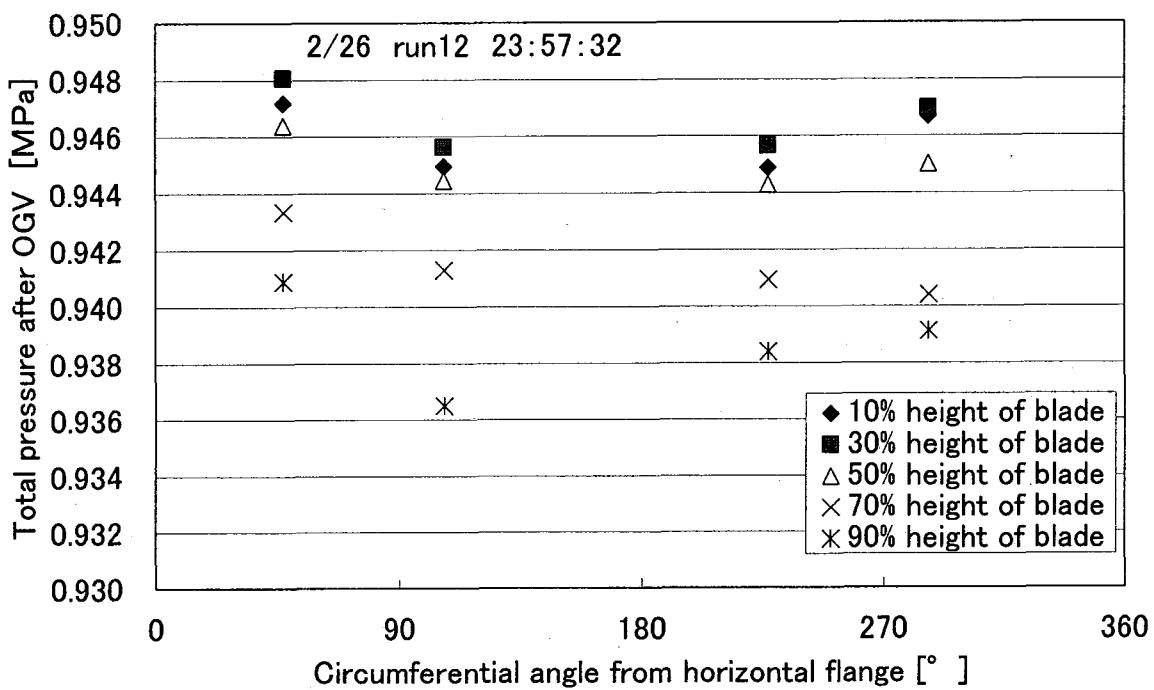


Fig. 18(b) Total pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)

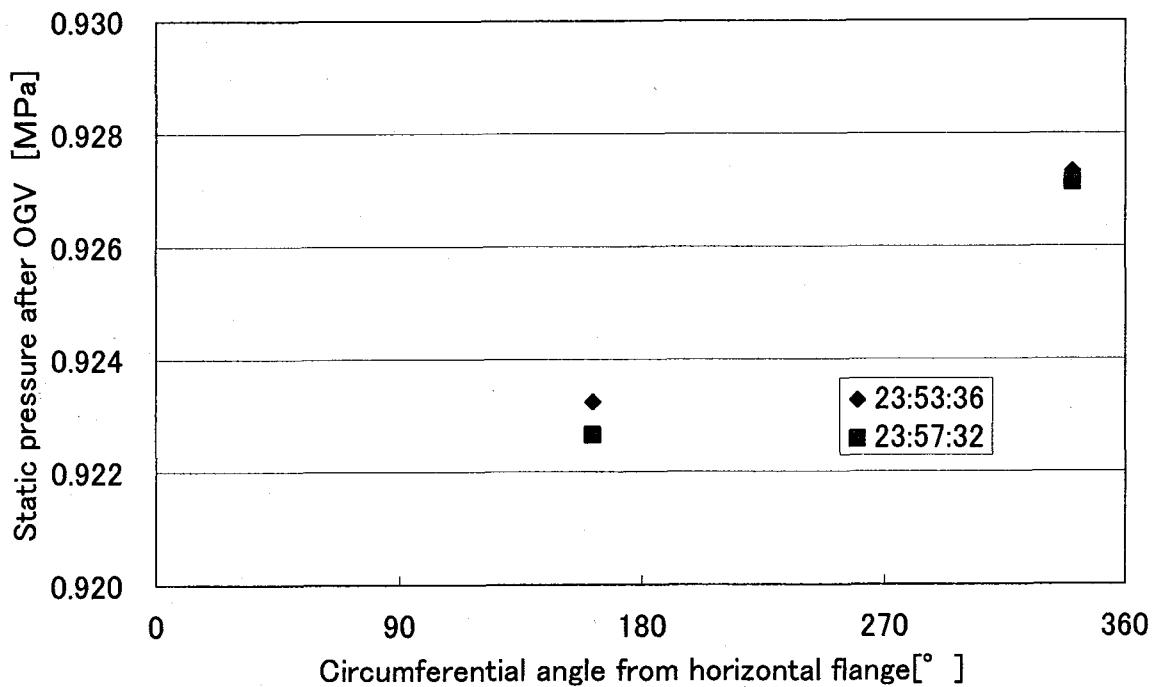


Fig. 19 Static pressure distribution after OGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

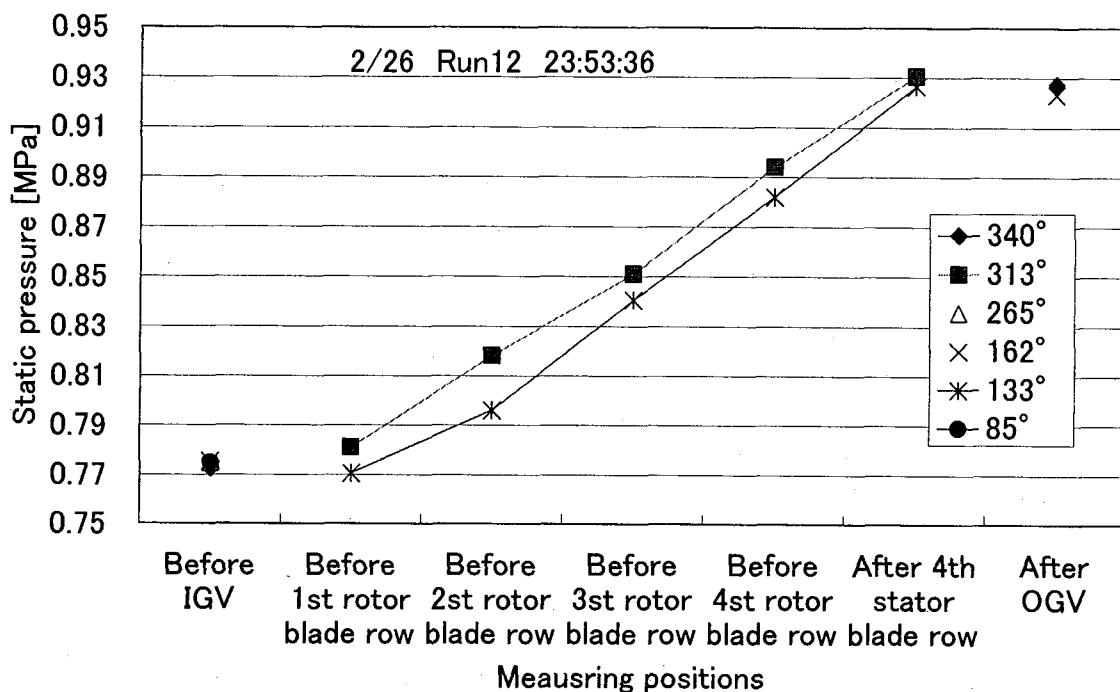


Fig. 20(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36)

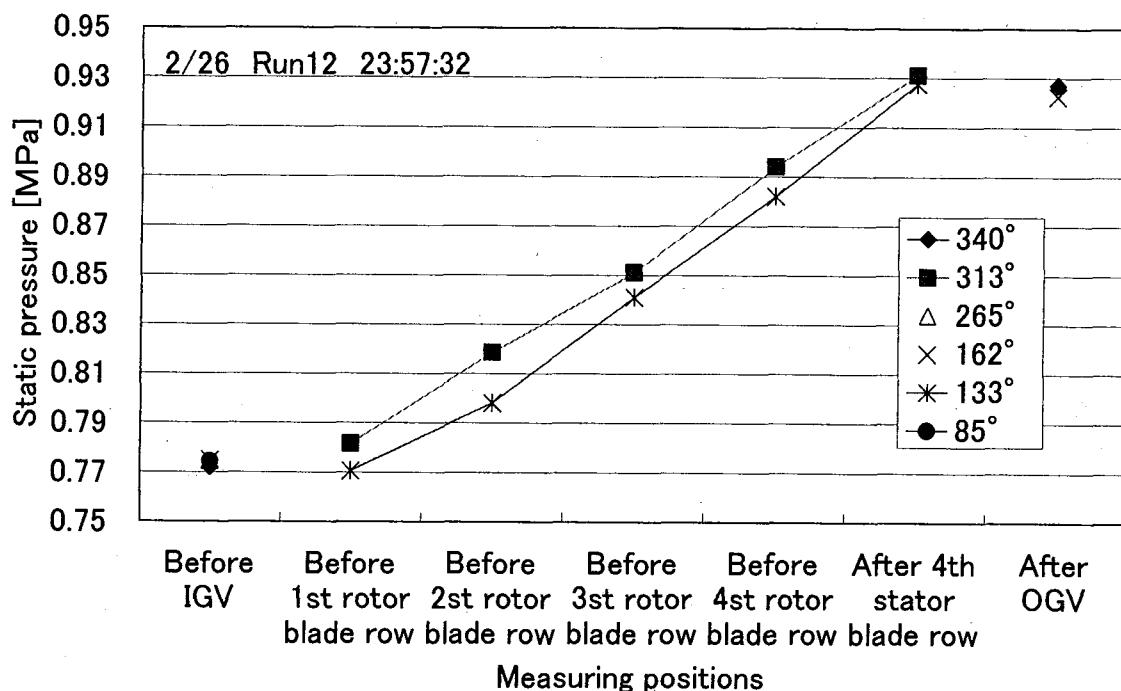


Fig. 20(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:57:32)

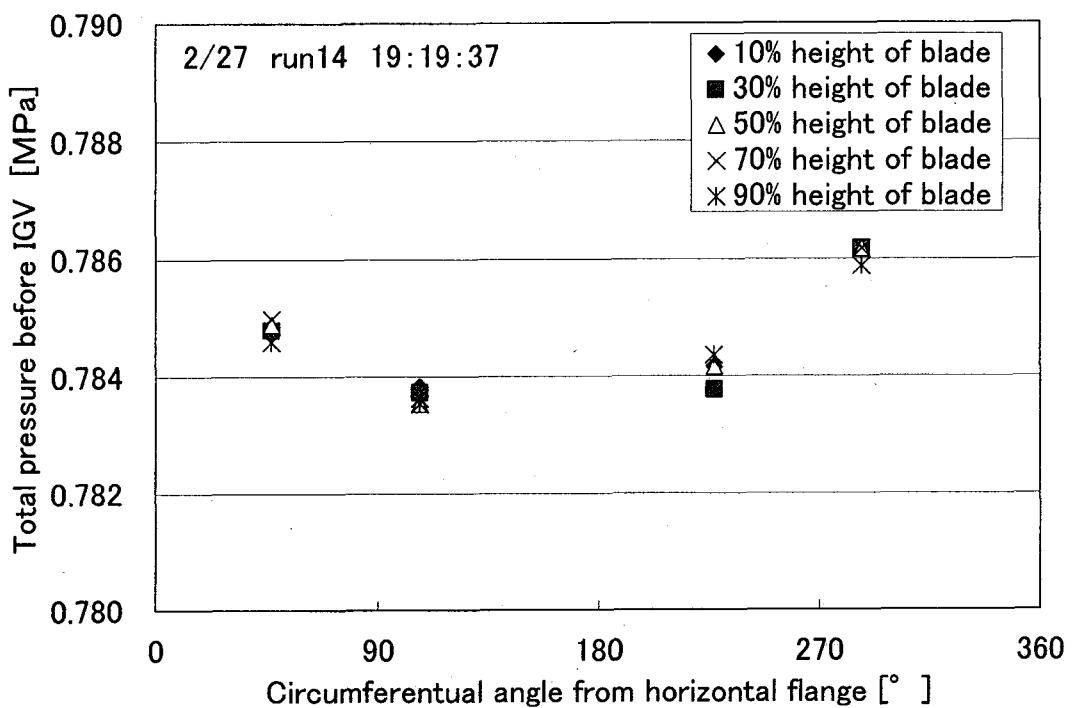


Fig. 21(a) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)

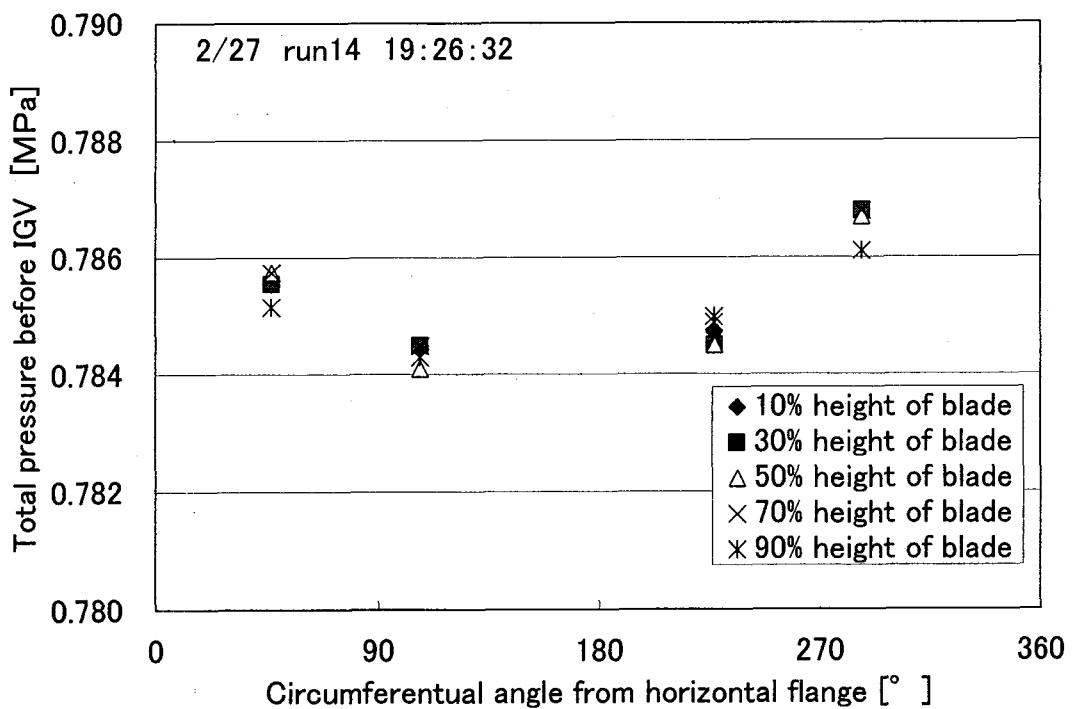


Fig. 21(b) Total pressure distribution before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)

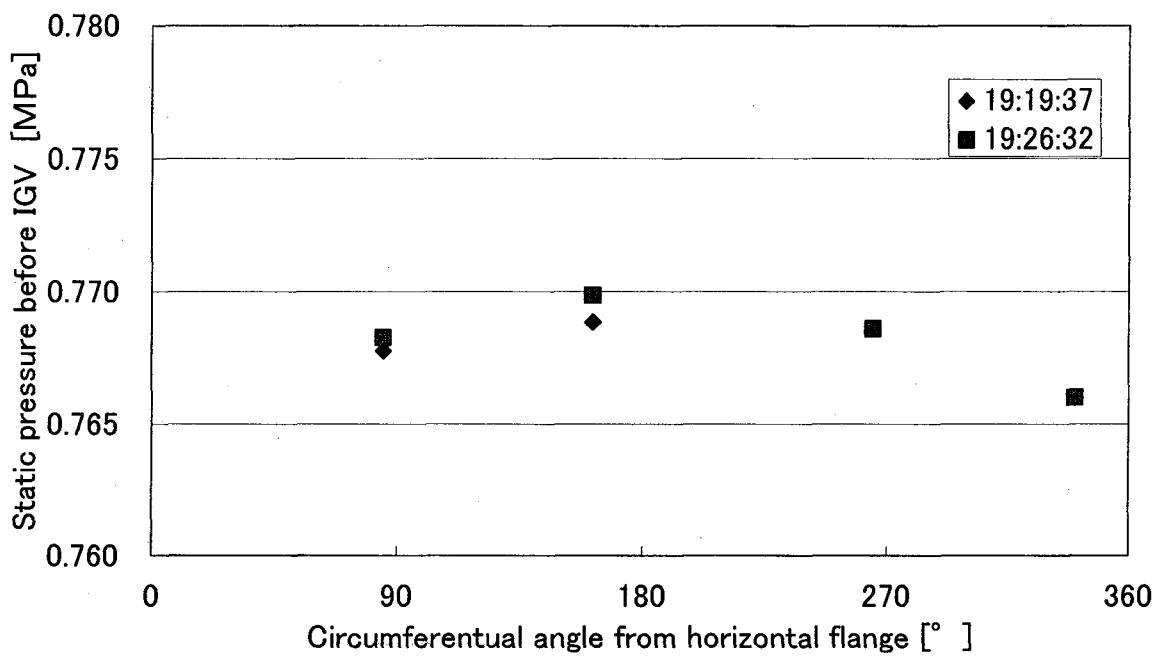


Fig. 22 Static pressure distribution before IGV

(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

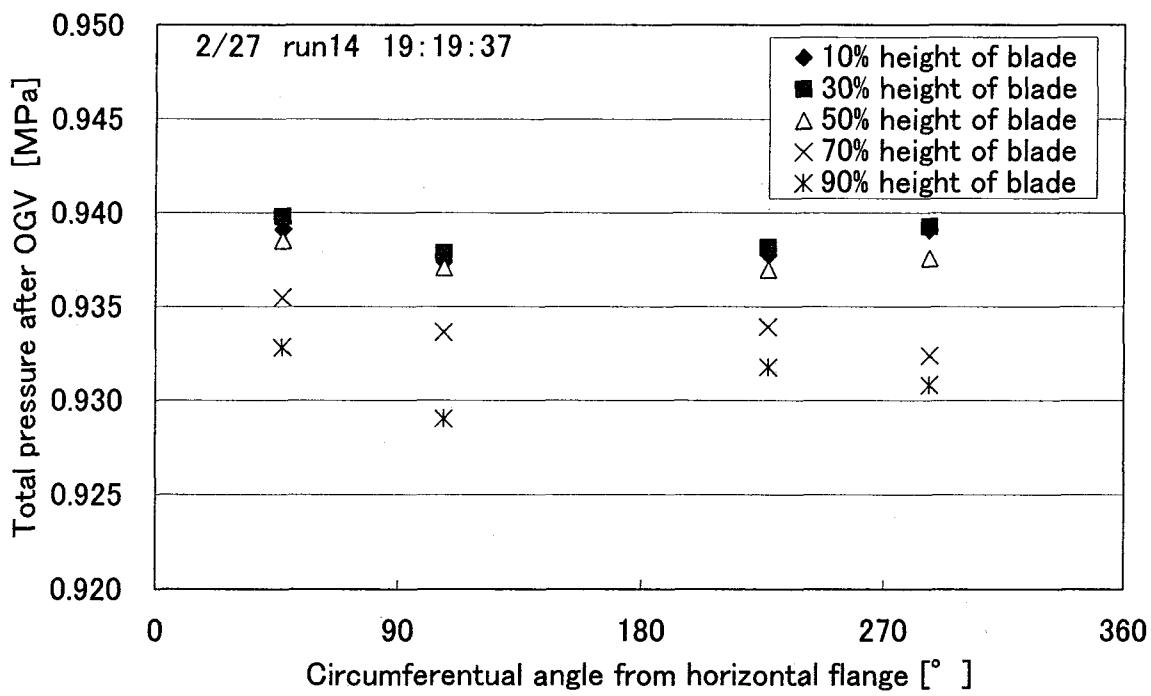


Fig. 23(a) Total pressure distribution after OGV

(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)

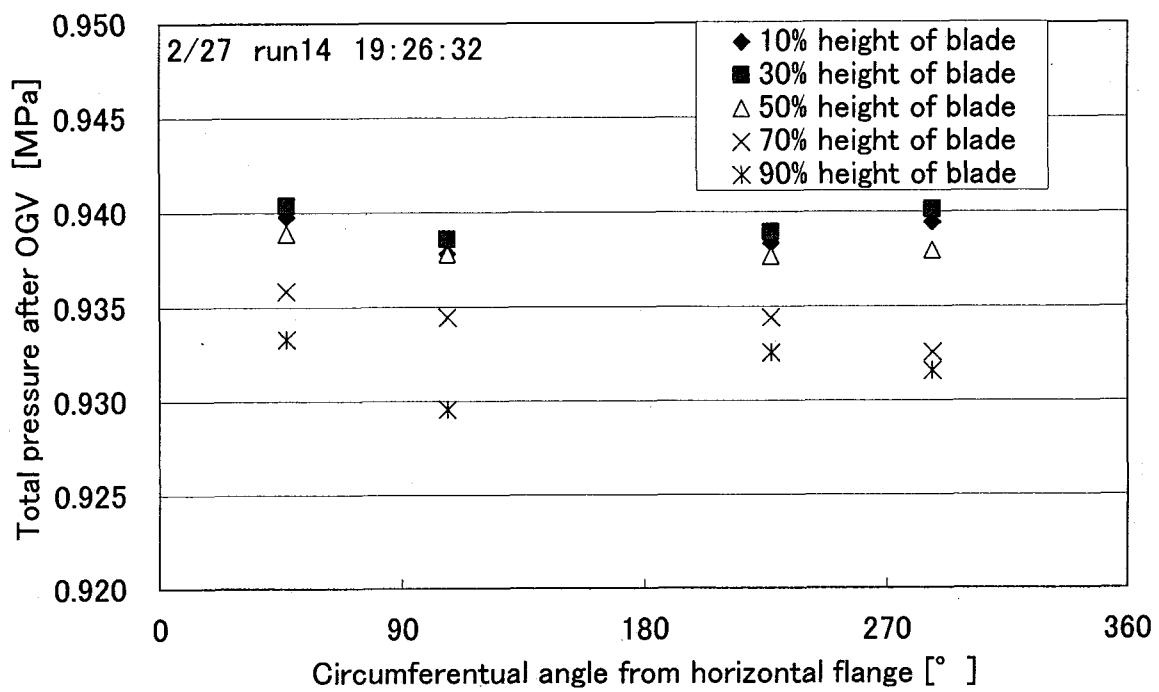


Fig. 23(b) Total pressure distribution after OGV
 (Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)

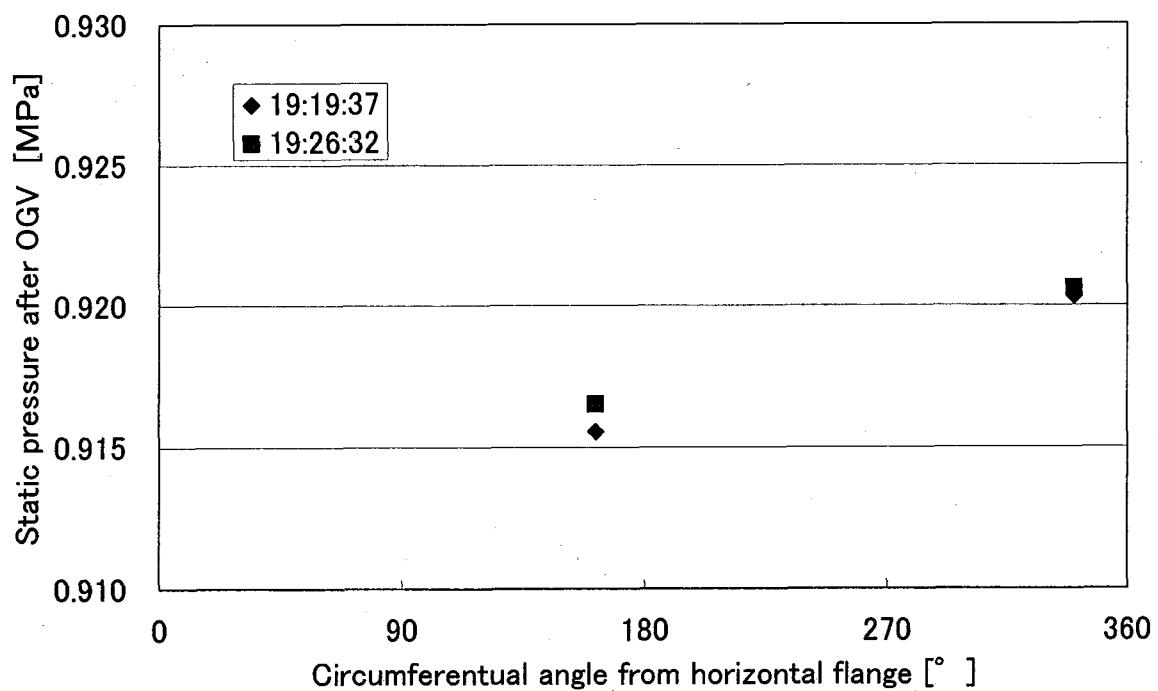


Fig. 24 Static pressure distribution after OGV
 (Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

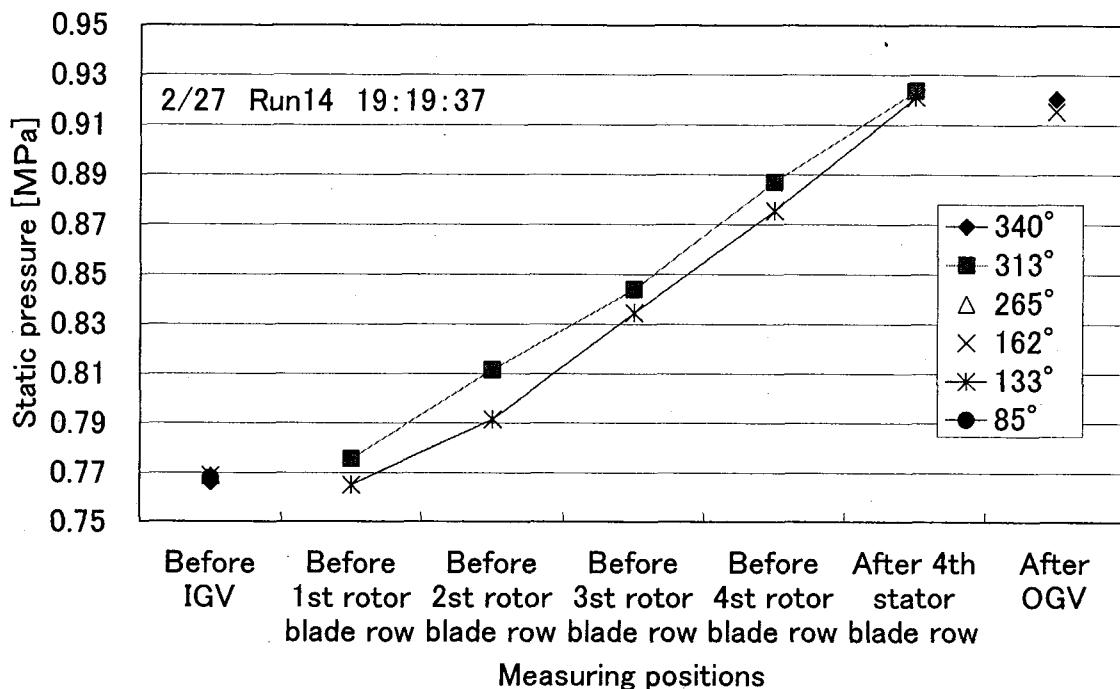


Fig. 25(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37)

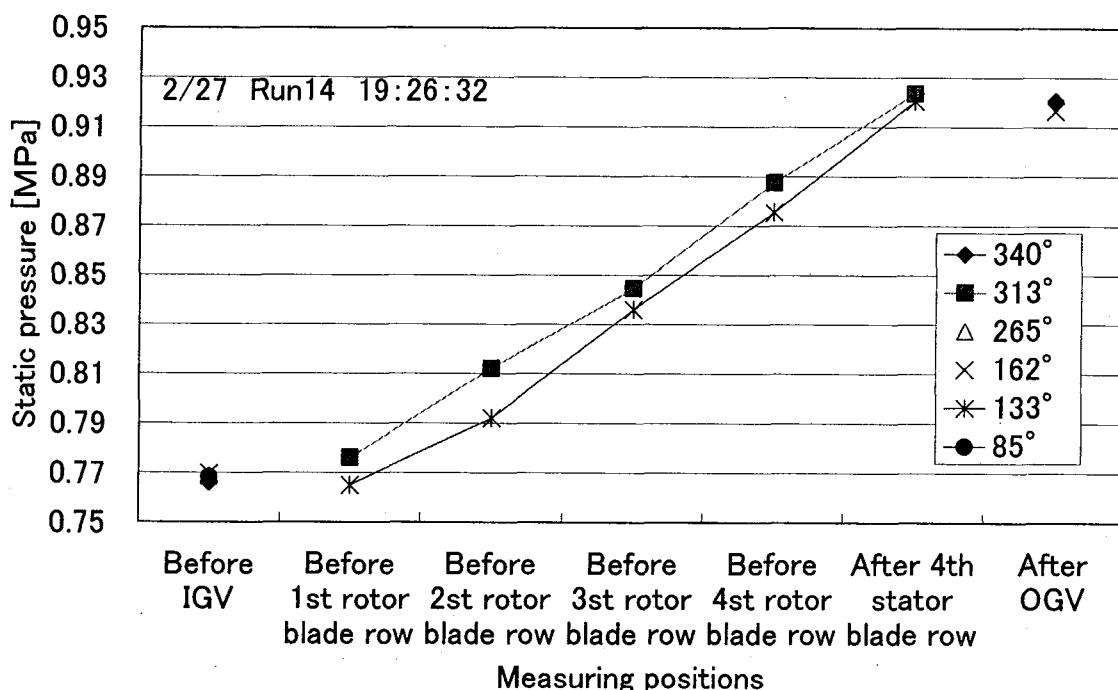


Fig. 25(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:26:32)

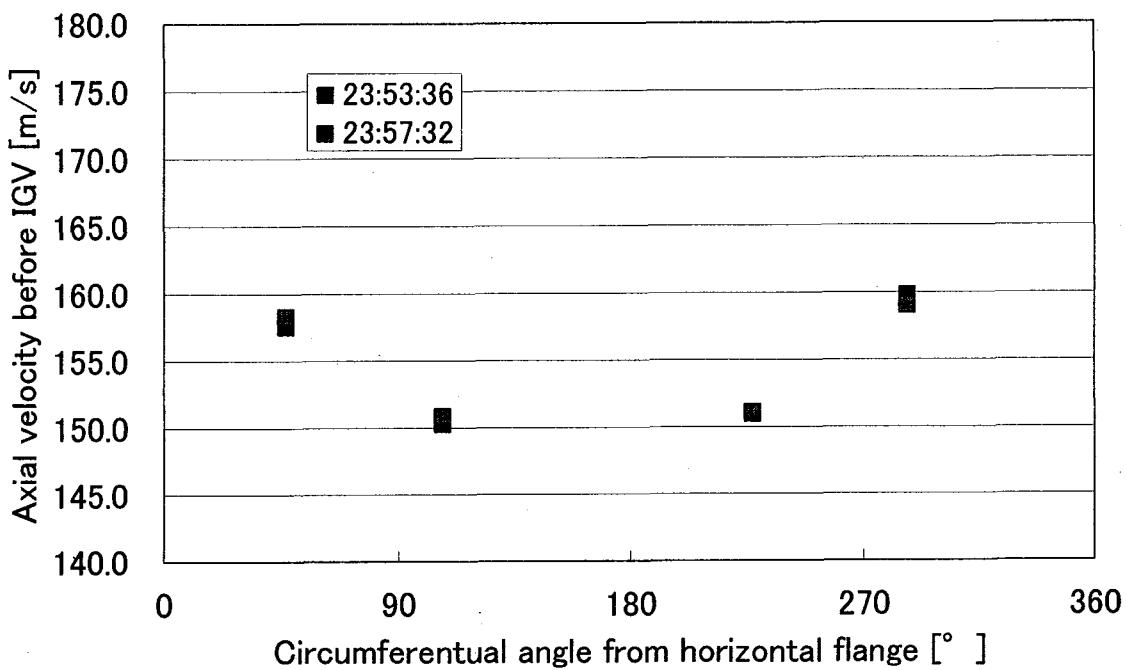


Fig. 26 Inlet velocity before IGV
(Case 1 Run 12 with branch tubes 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

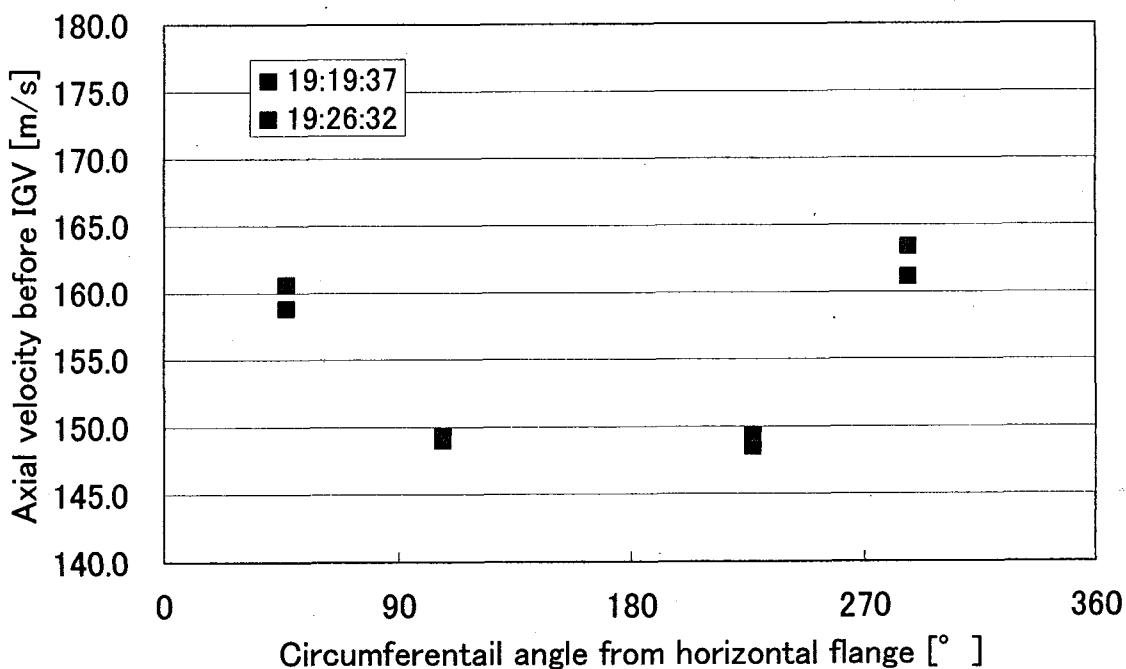


Fig. 27 Inlet velocity before IGV
(Case 1 Run 14 without branch tubes 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

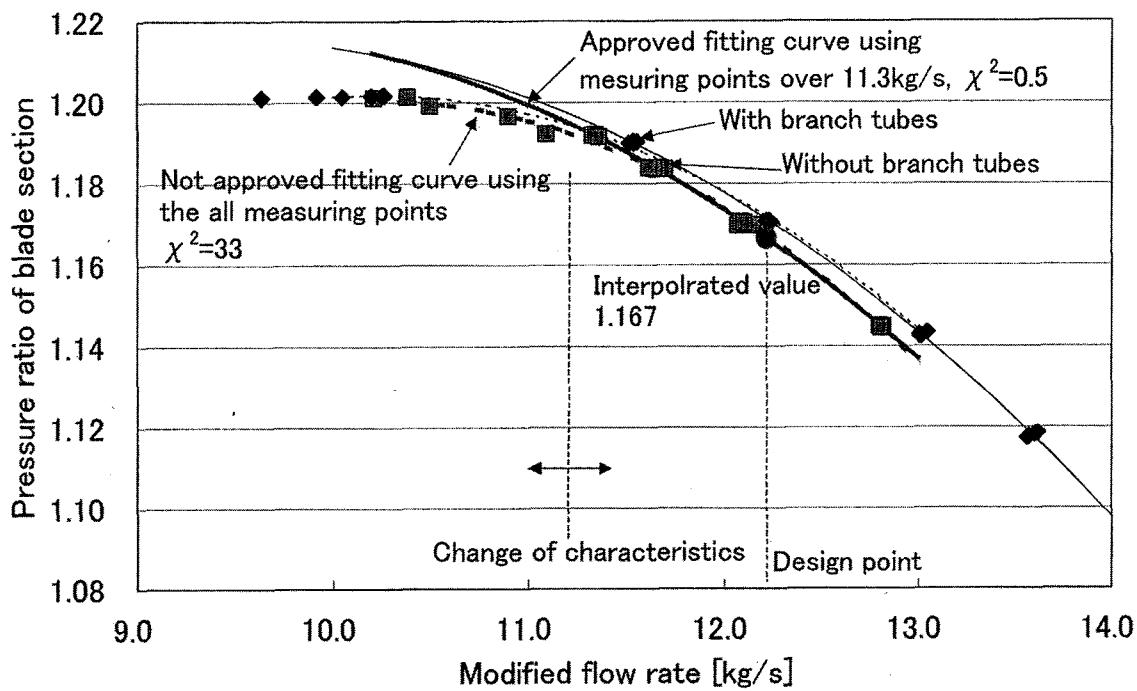


Fig. 28(a) Comparison of pressure ratio of blade section with and without branch tubes

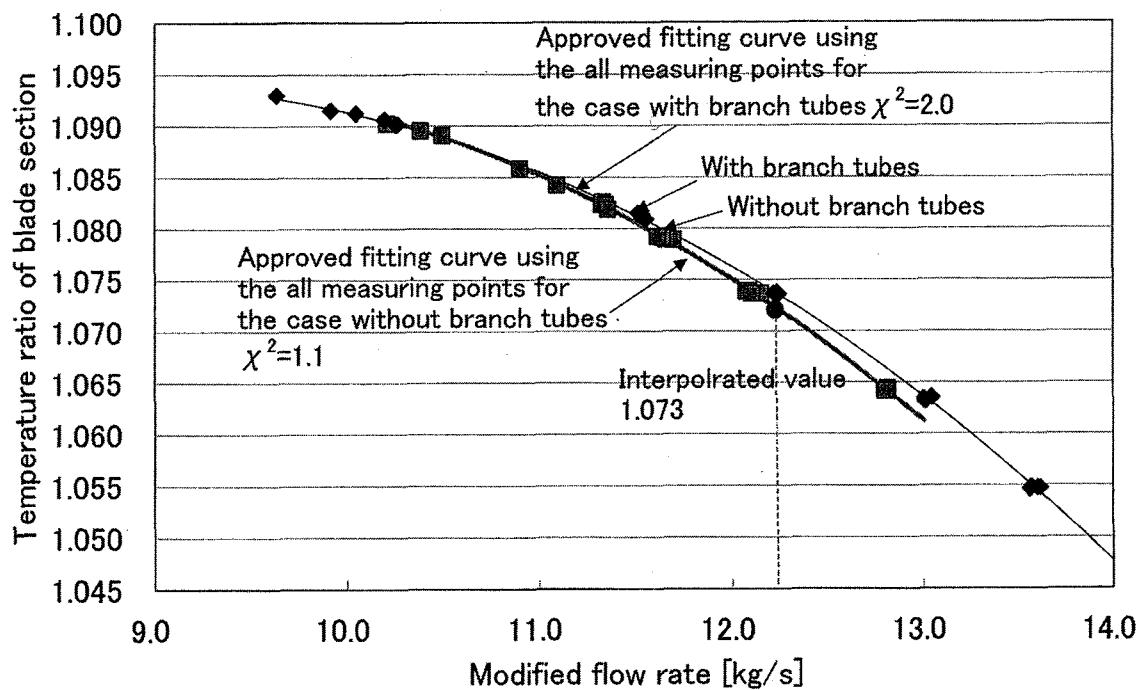


Fig. 28(b) Comparison of temperature ratio of blade section with and without branch tubes

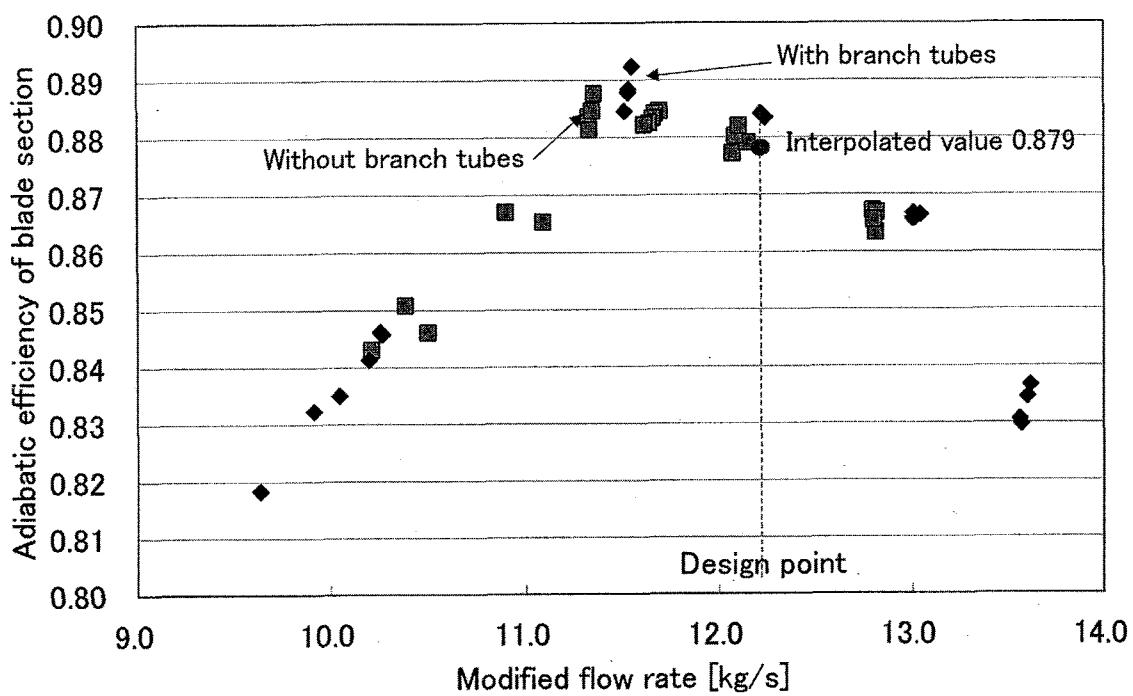


Fig. 29 Comparison of adiabatic efficiency of blade section
with and without branch tubes

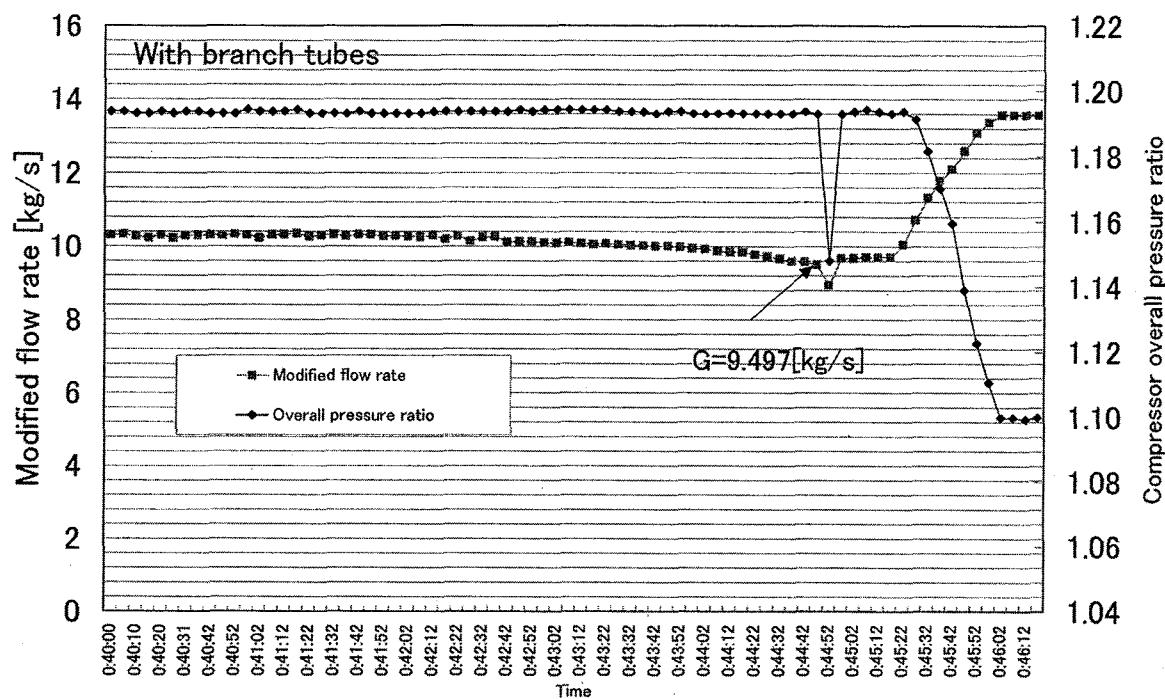


Fig. 30 Transients of compressor overall pressure ratio and modified flow rate around surge point (Case 1 Run 12 with branch tubes)

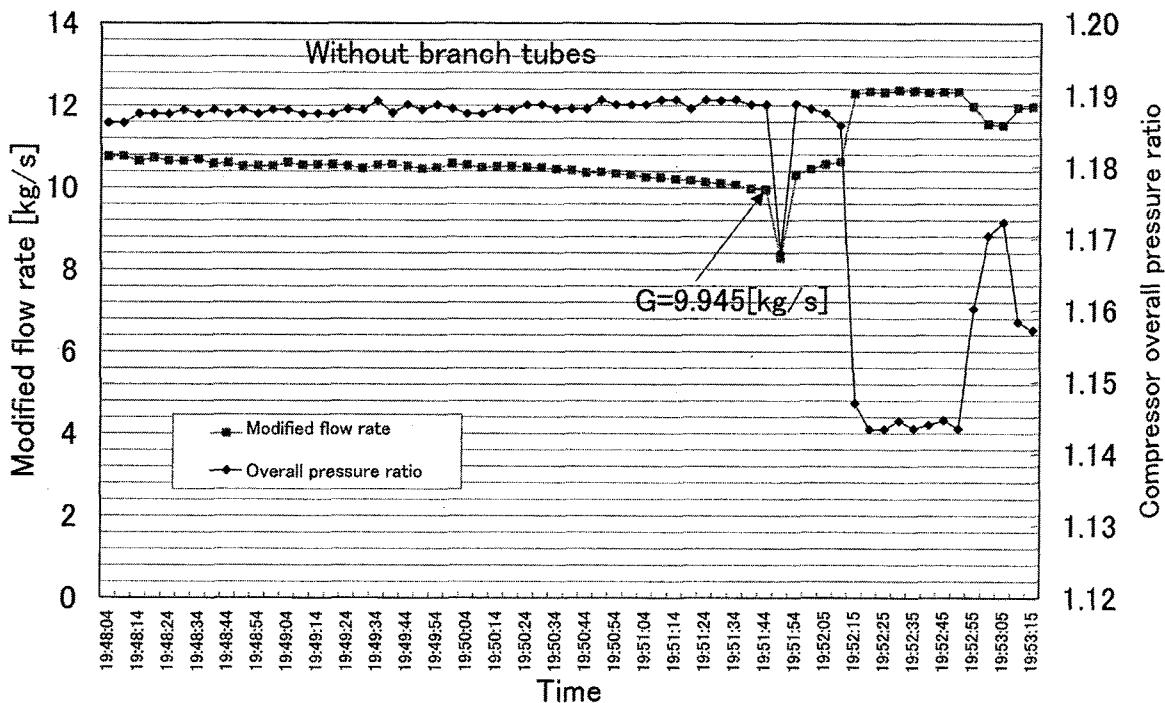


Fig. 31 Transients of compressor overall pressure ratio and modified flow rate around surge point (Case 1 Run 14 without branch tubes)

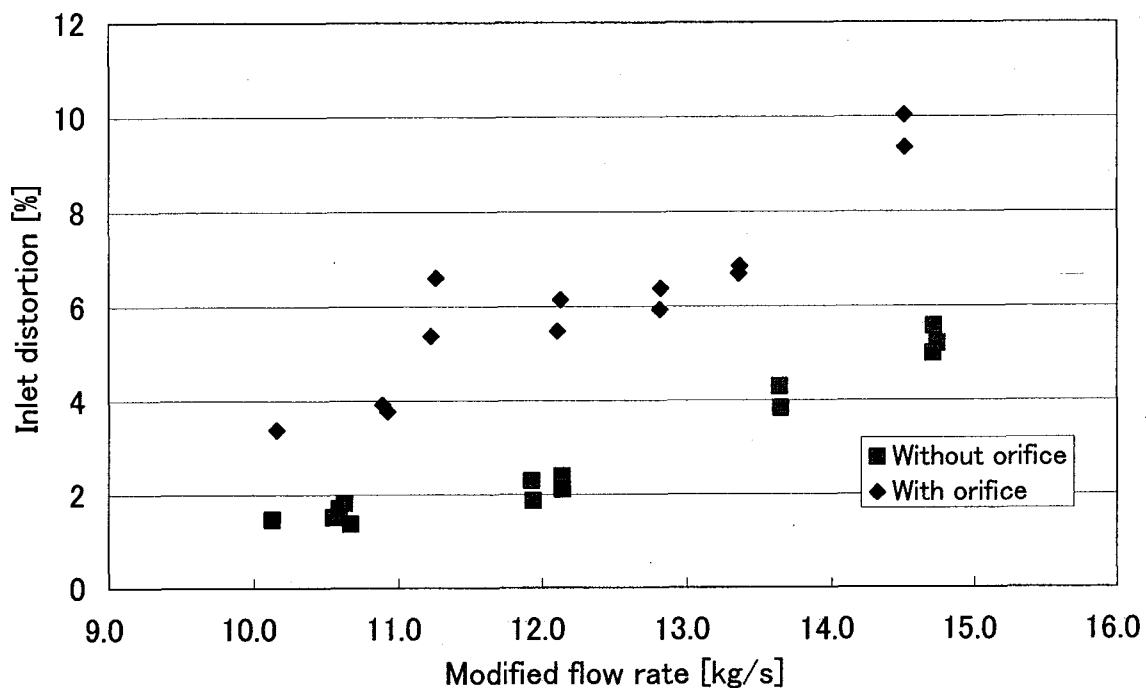


Fig. 32 Comparison of flow rate dependency of inlet distortion
with and without orifice

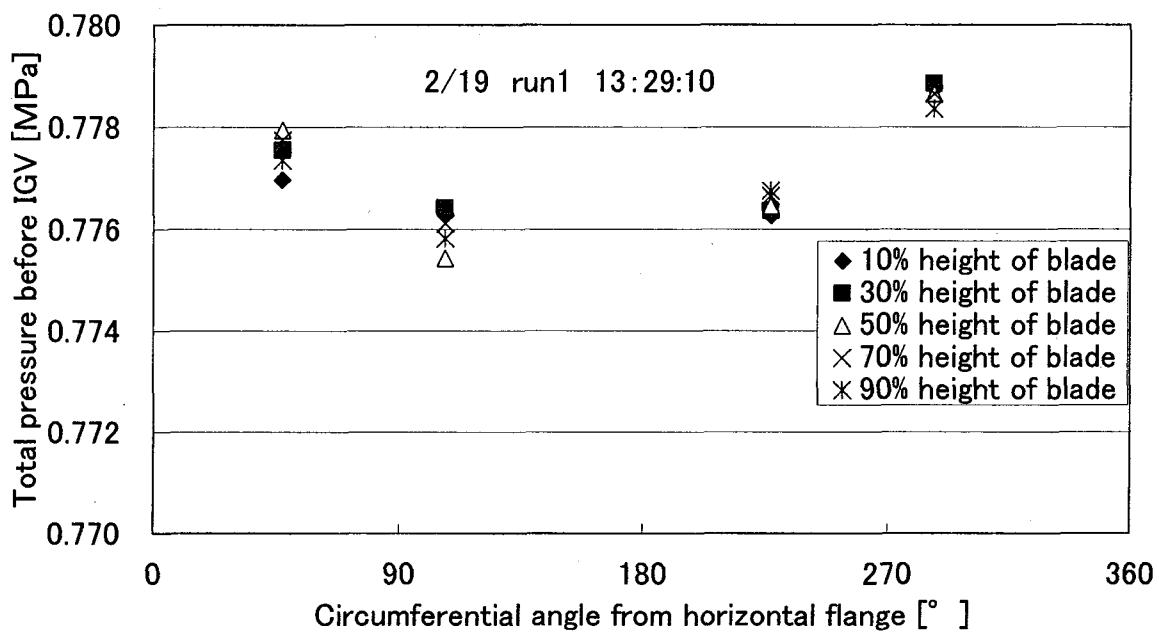


Fig. 33(a) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)

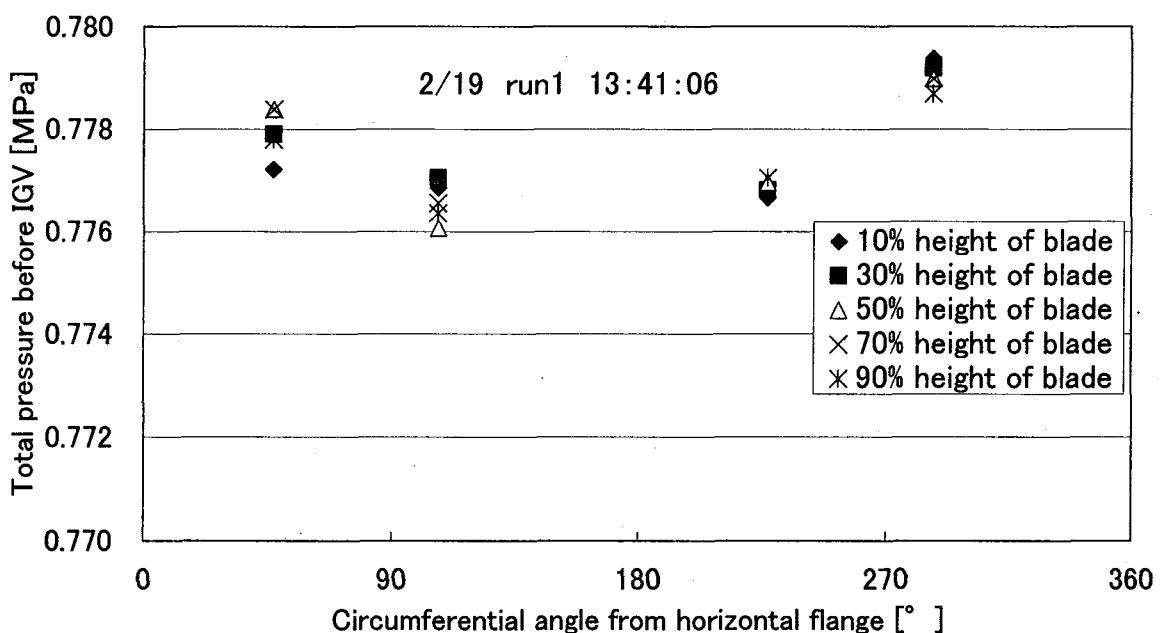


Fig. 33(b) Total pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)

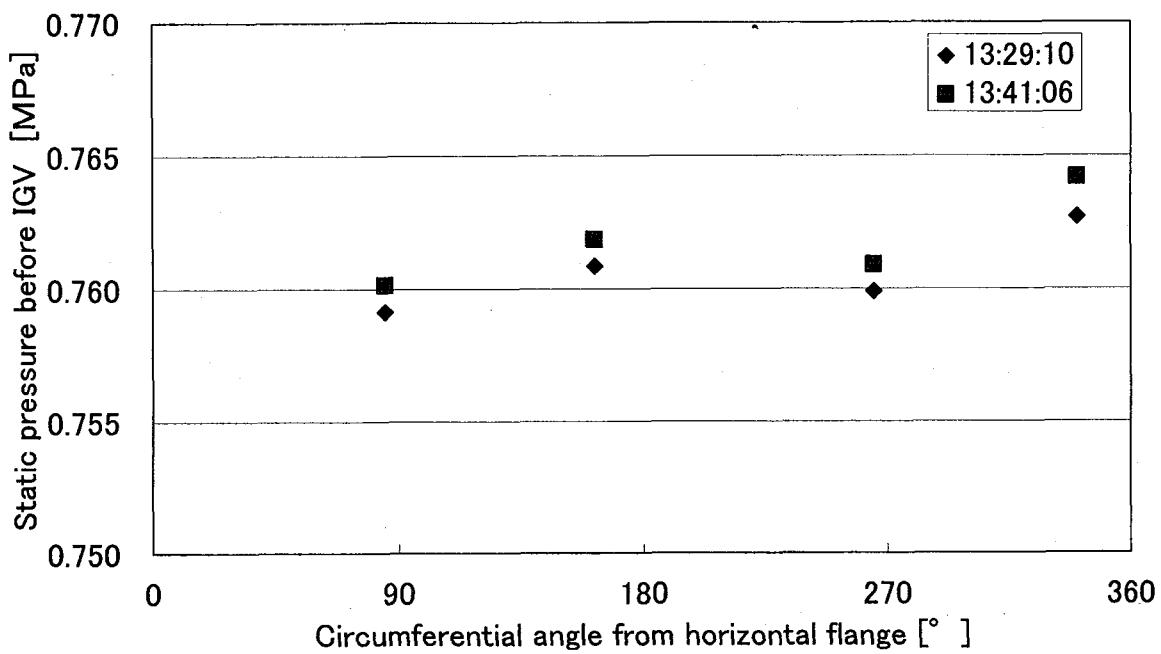


Fig. 34 Static pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

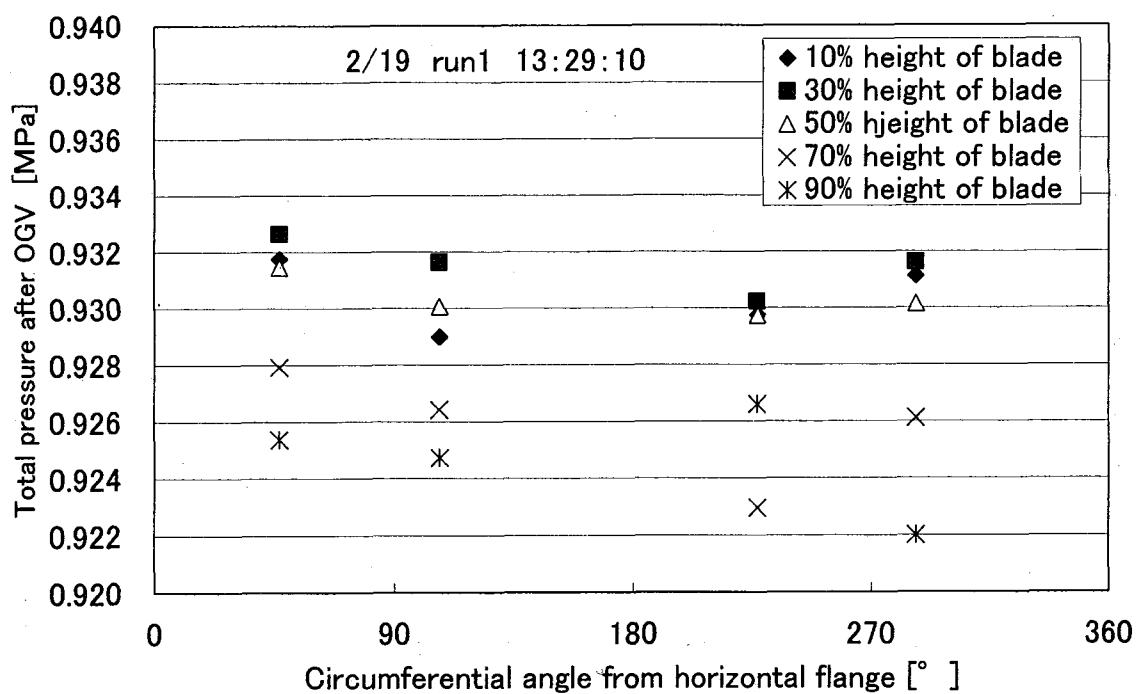


Fig. 35(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)

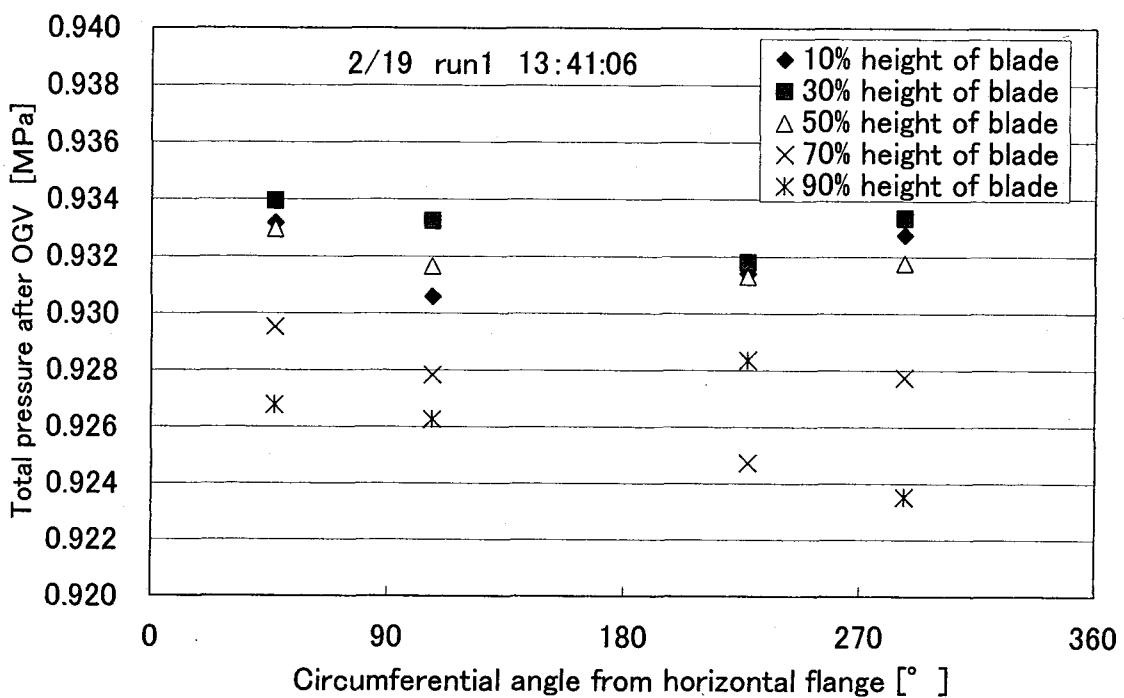


Fig. 35(b) Total pressure distribution after OGV

(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)

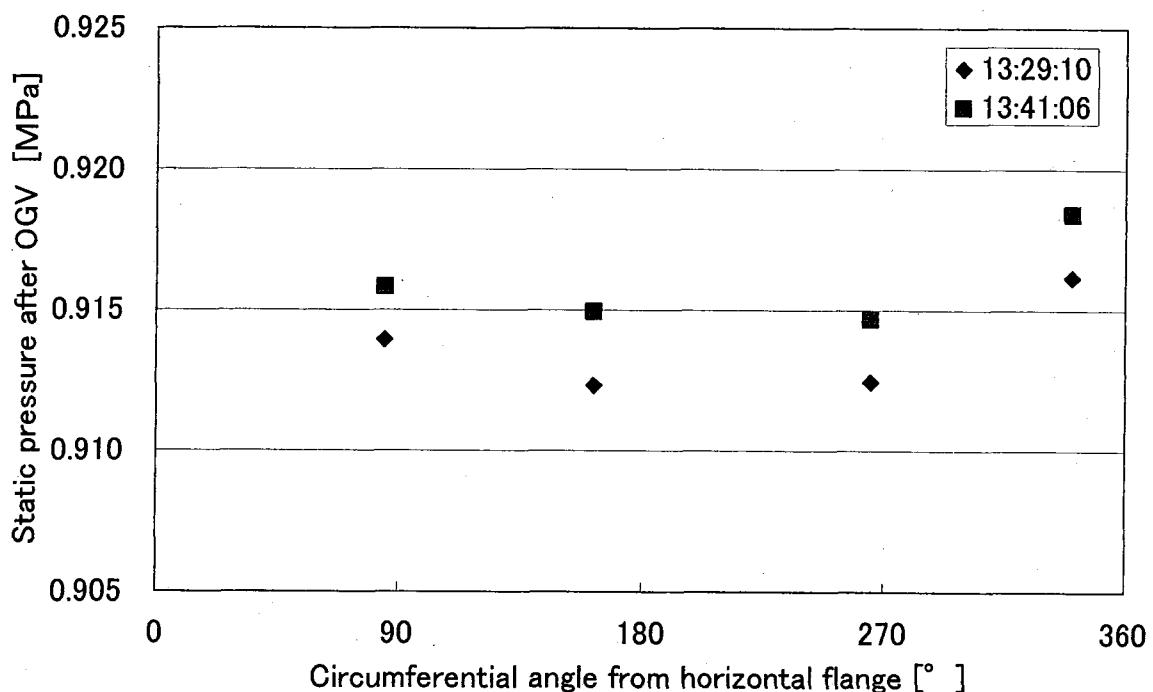


Fig. 36 Static pressure distribution after OGV

(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

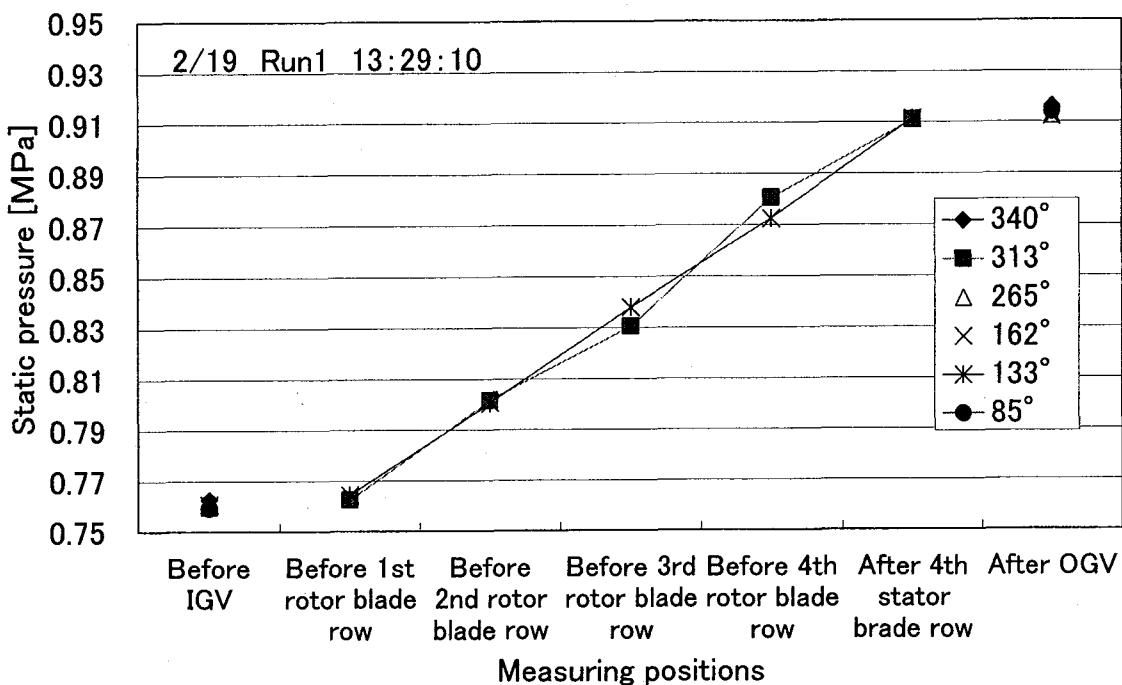


Fig. 37(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10)

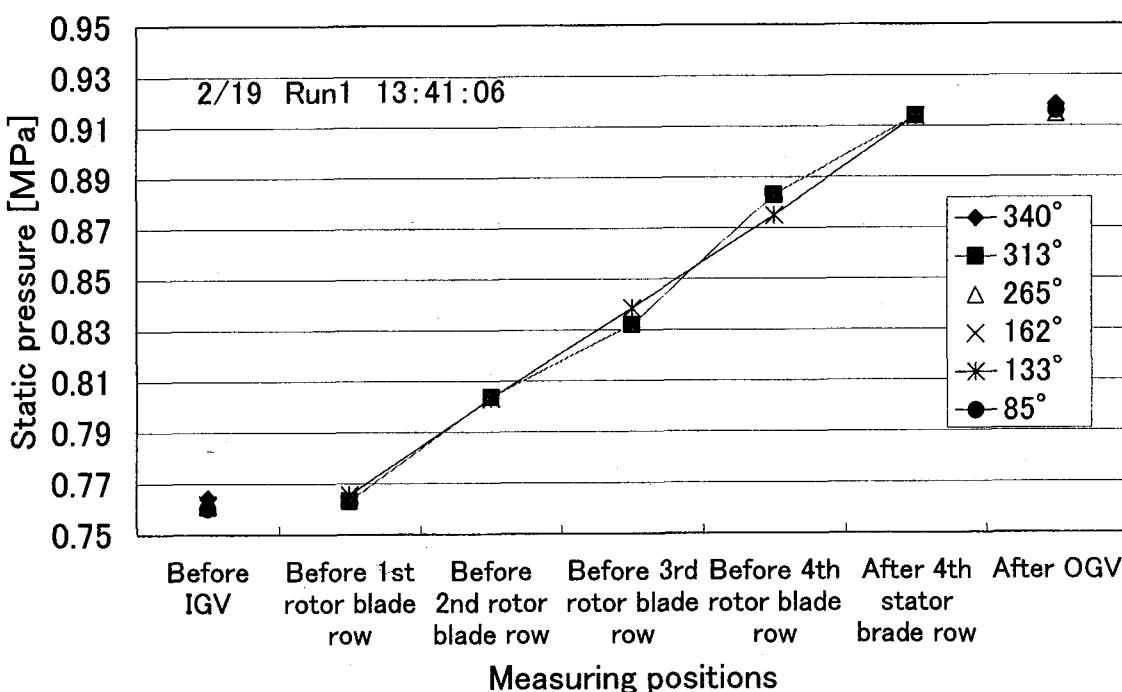


Fig. 37(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:41:06)

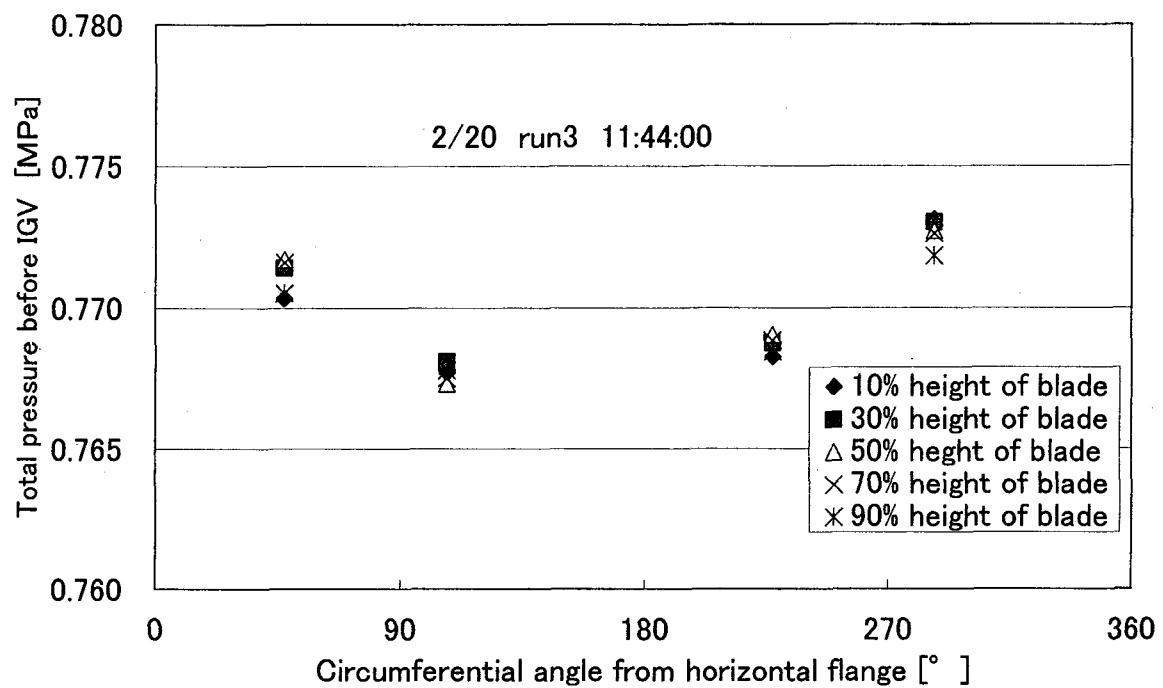


Fig. 38(a) Total pressure distribution before IGV

(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)

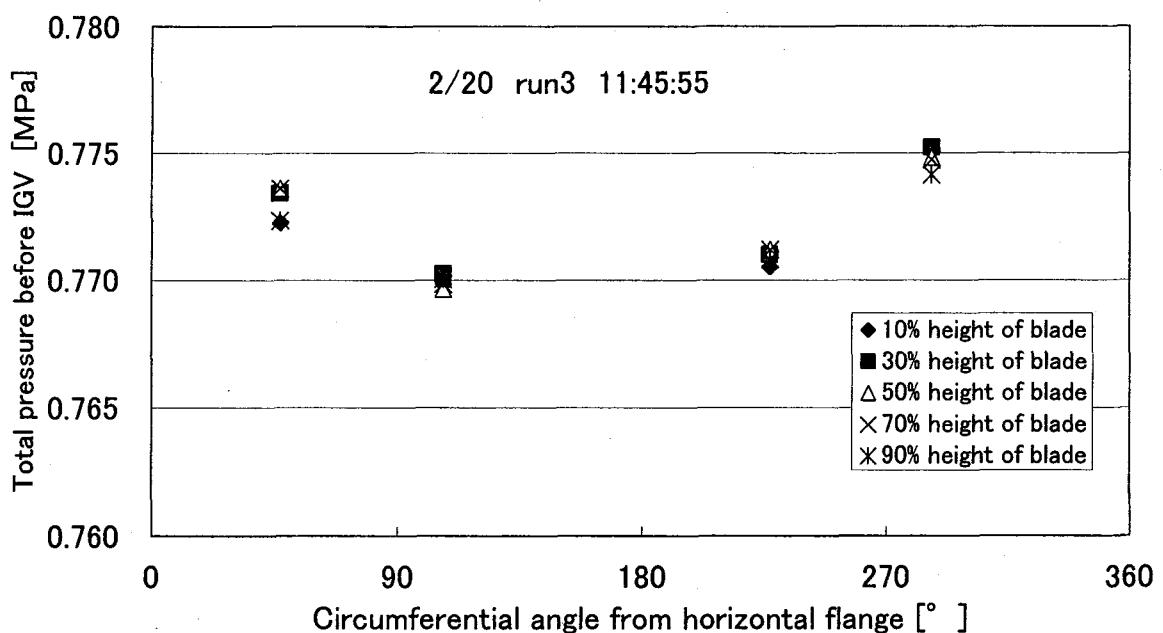


Fig. 38(b) Total pressure distribution before IGV

(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)

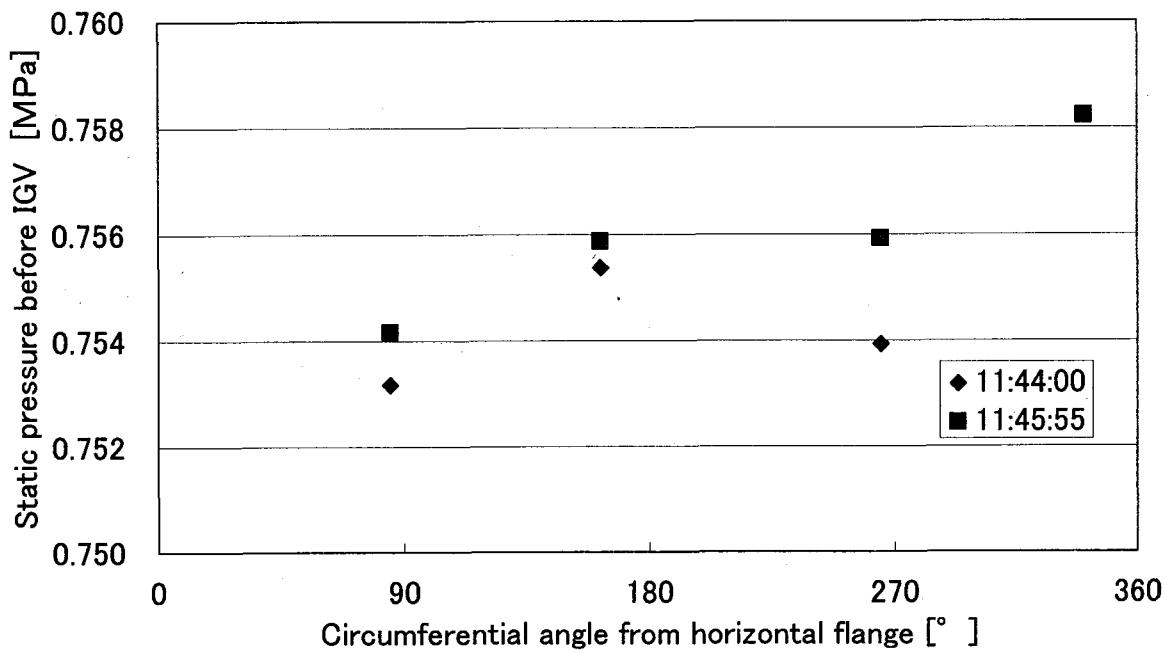


Fig. 39 Static pressure distribution before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

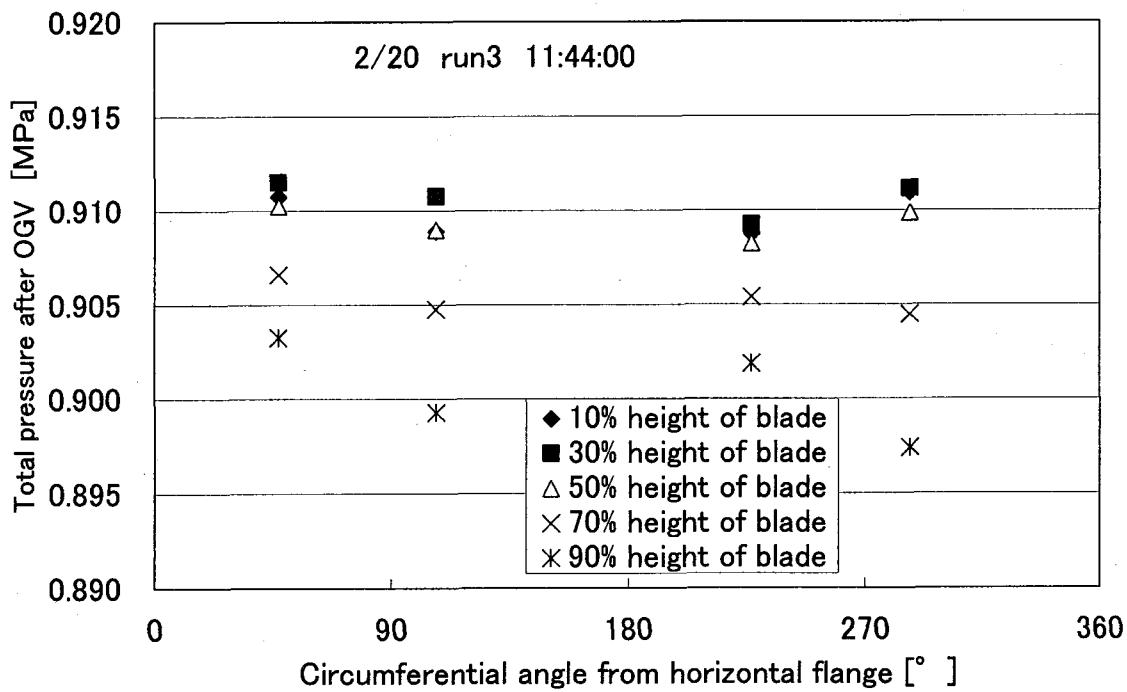


Fig. 40(a) Total pressure distribution after OGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)

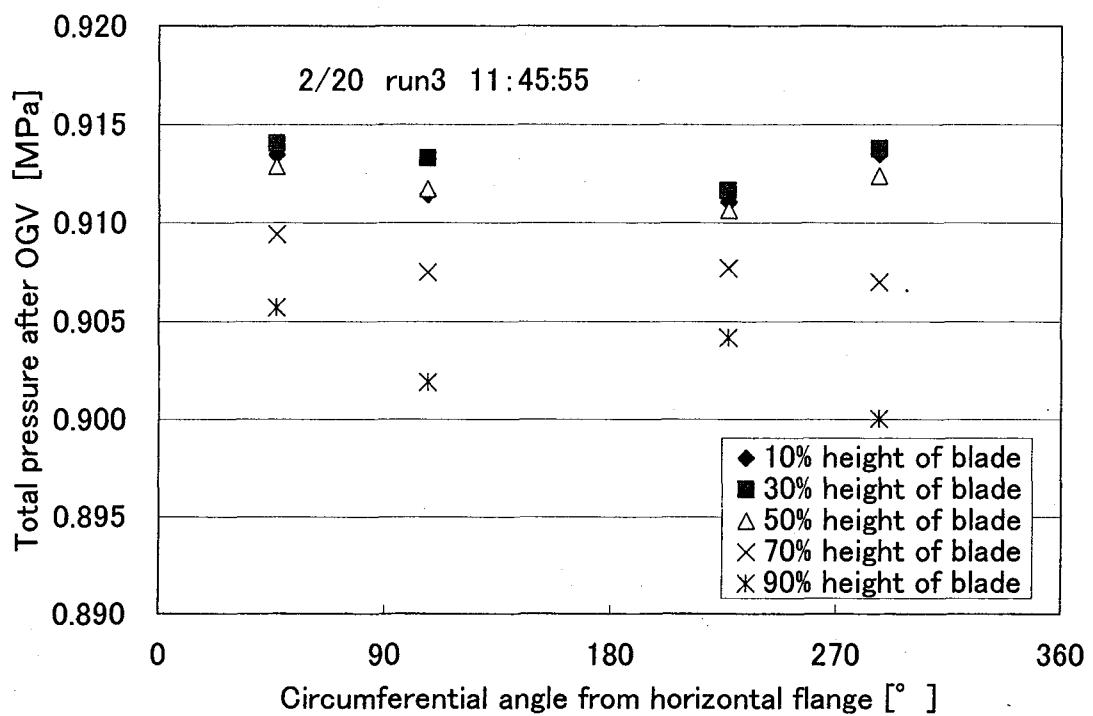


Fig. 40(b) Total pressure distribution after OGV

(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)

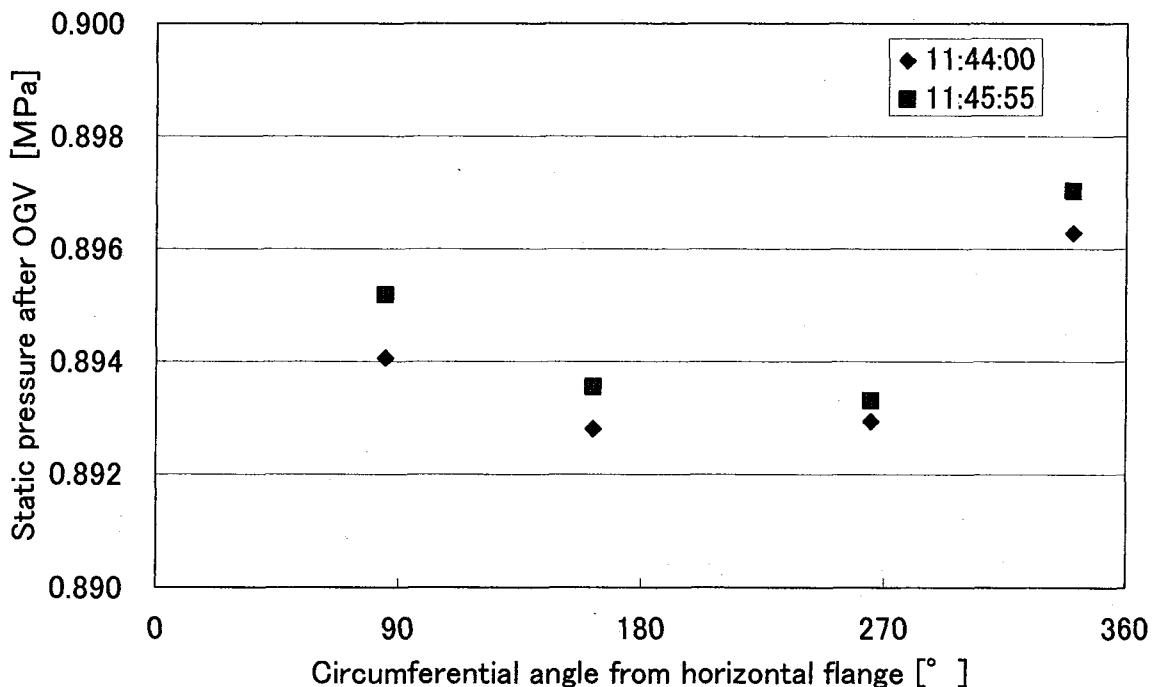


Fig. 41 Static pressure distribution after OGV

(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

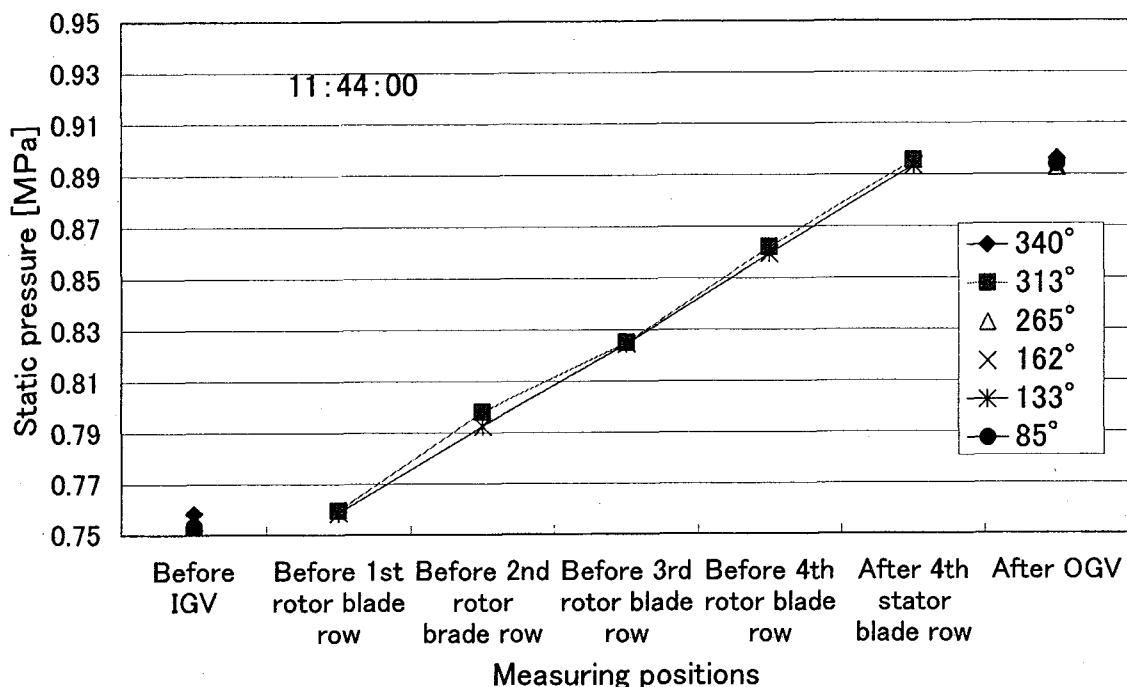


Fig. 42(a) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00)

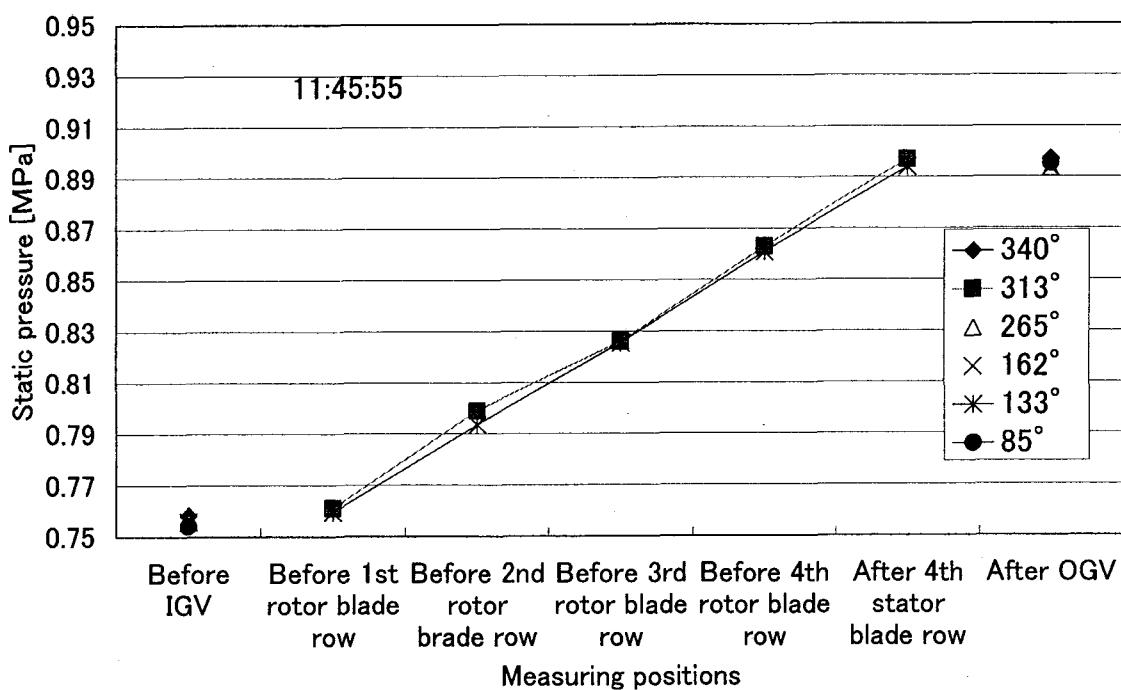


Fig. 42(b) Static pressure distribution in blade section
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:45:55)

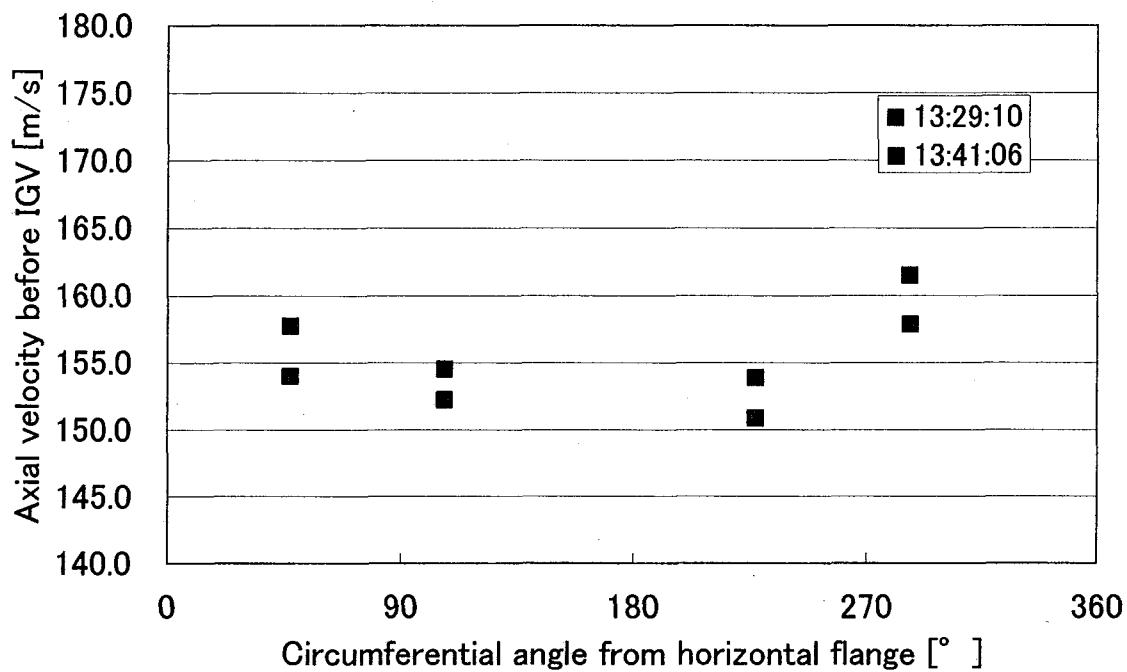


Fig. 43 Inlet velocity before IGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

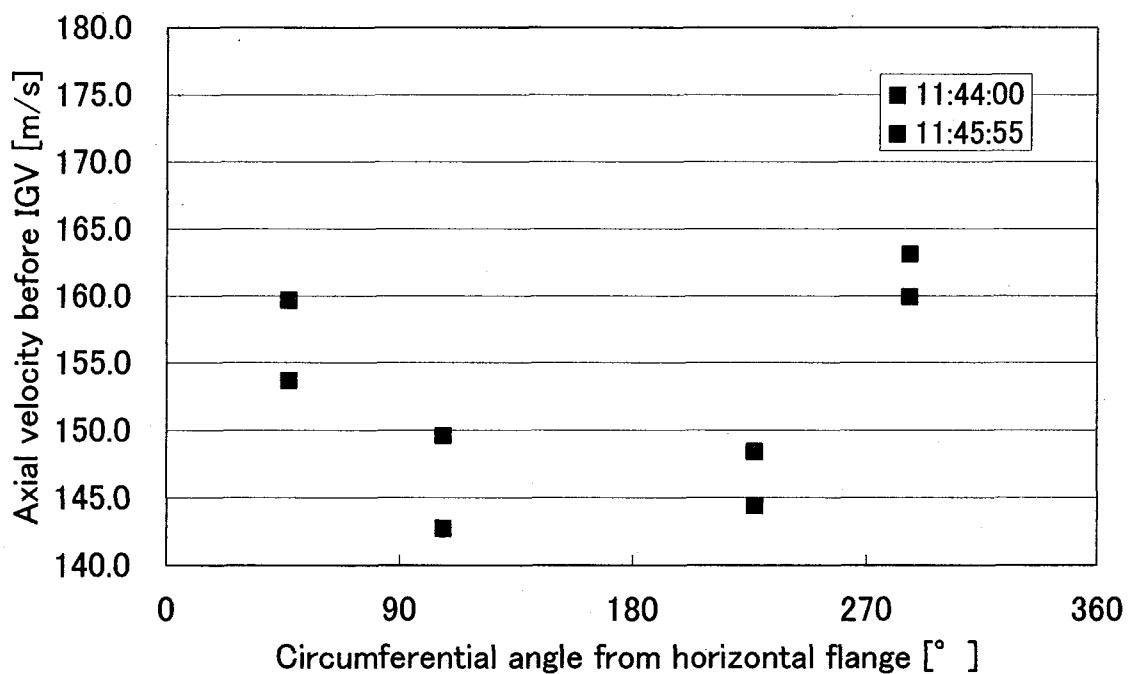


Fig. 44 Inlet velocity before IGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

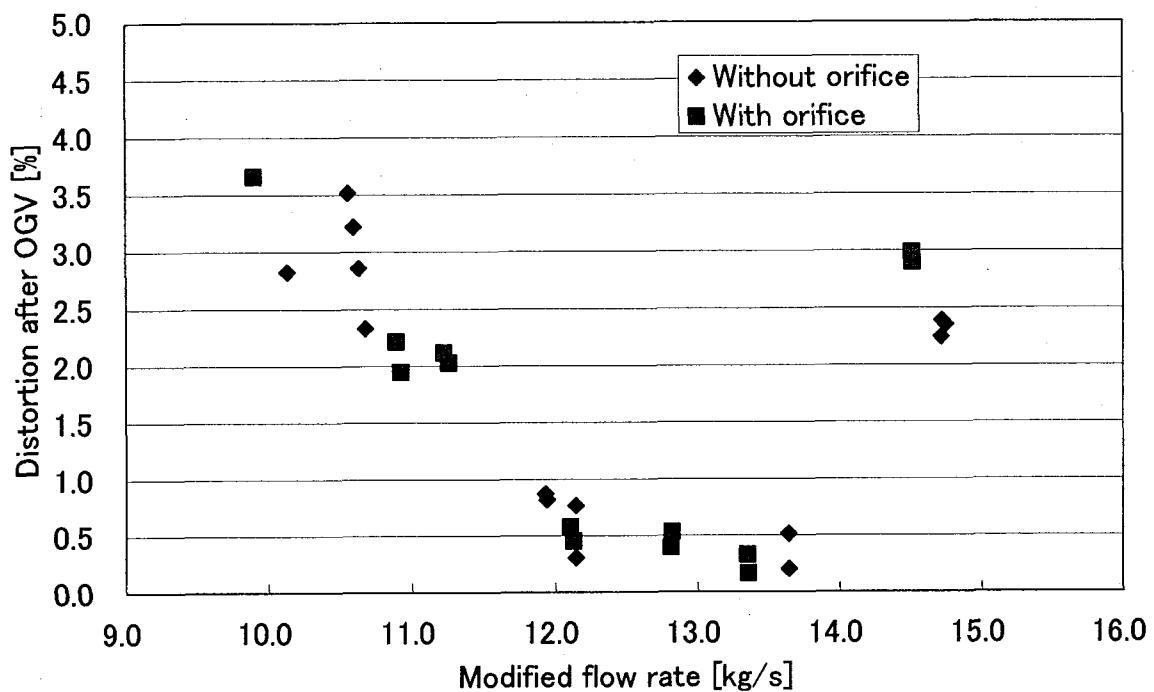


Fig. 45 Comparison of distortion after OGV with and without orifice

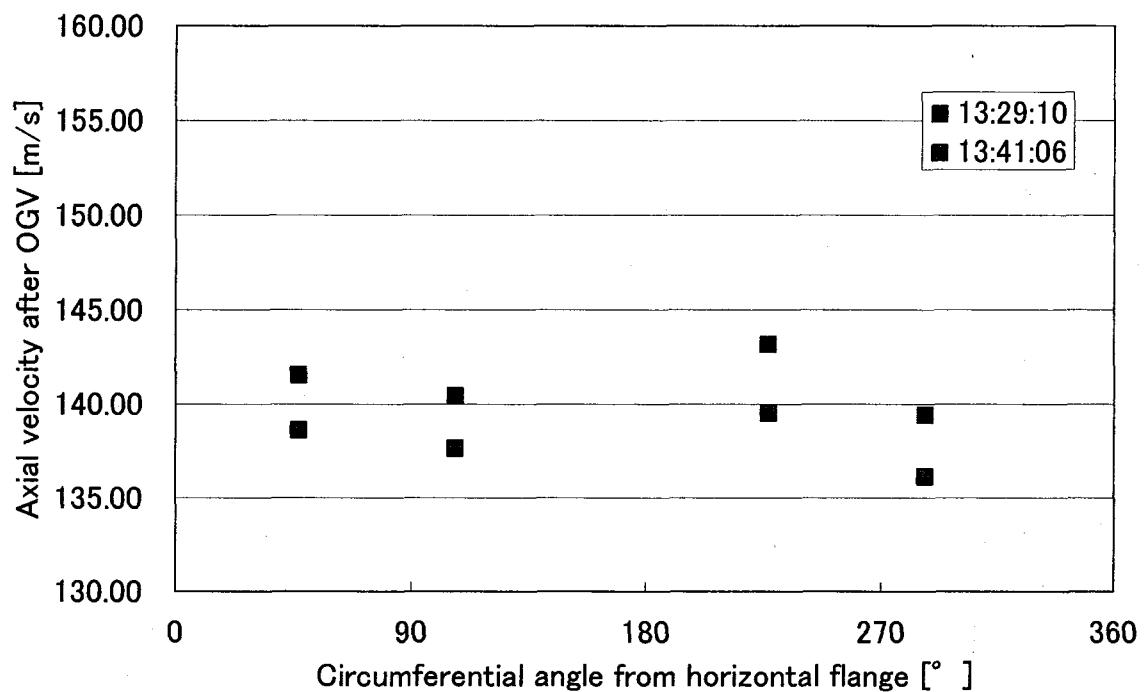


Fig. 46 Axial velocity after OGV
(Case 2 Run 1 without orifice 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

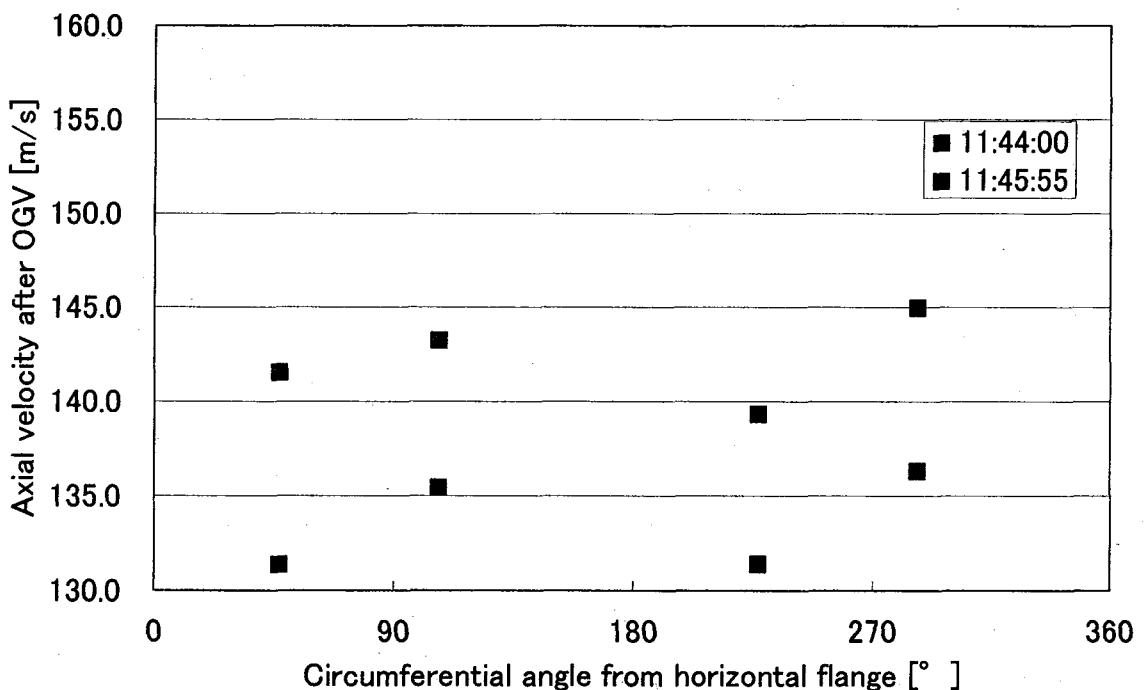


Fig. 47 Axial velocity after OGV
(Case 2 Run 3 with orifice 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

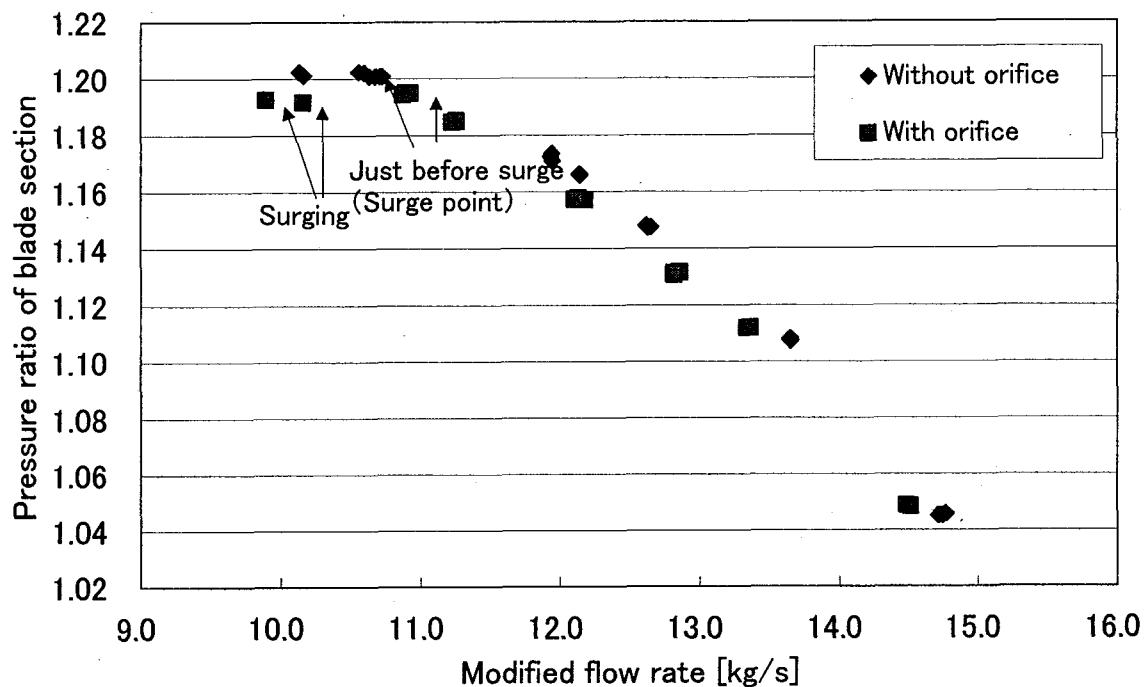


Fig. 48(a) Comparison of pressure ratio of blade section with and without orifice

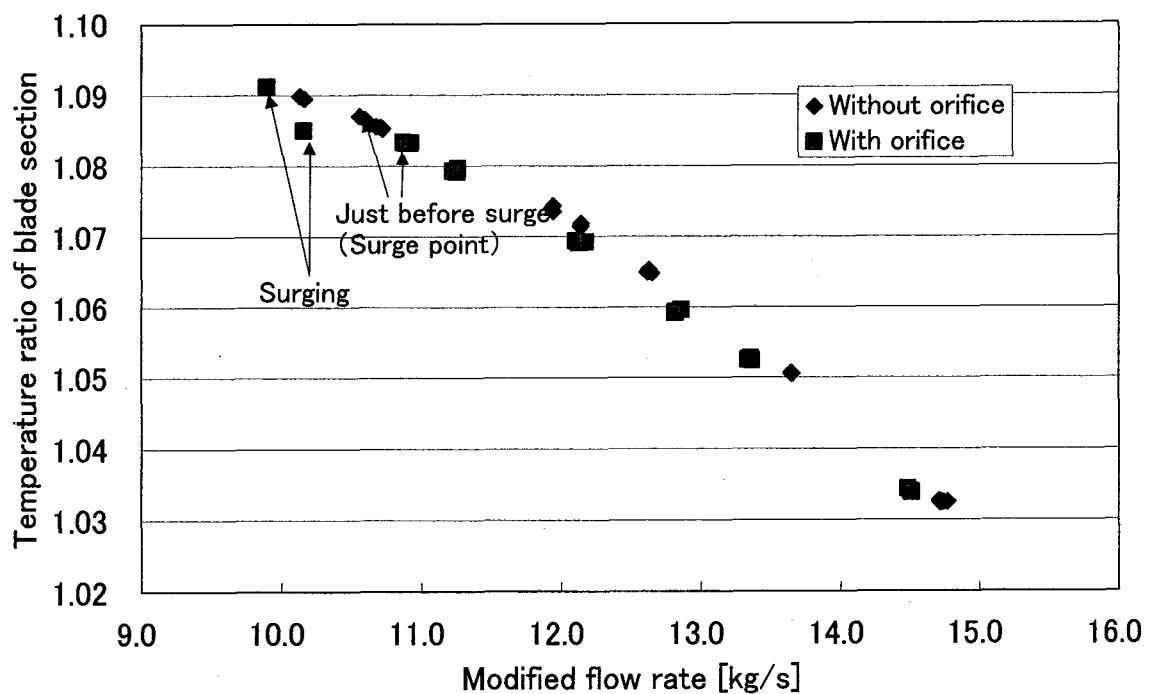


Fig. 48(b) Comparison of temperature ratio of blade section with and without orifice

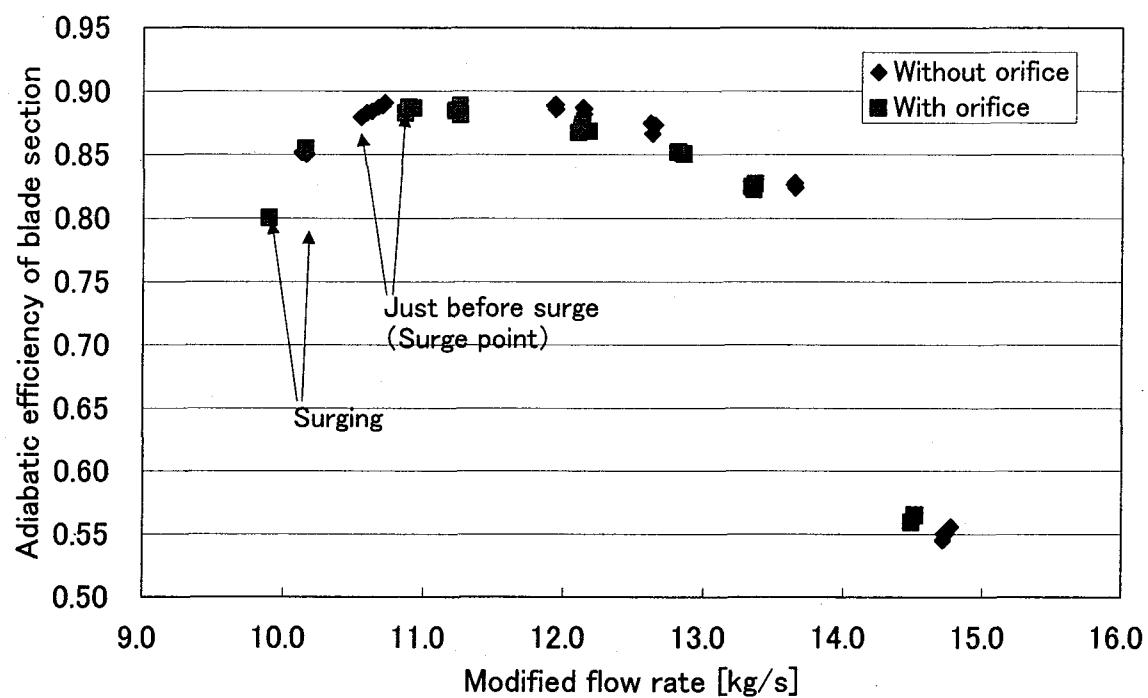


Fig. 49 Comparison of adiabatic efficiency of blade section with and without orifice

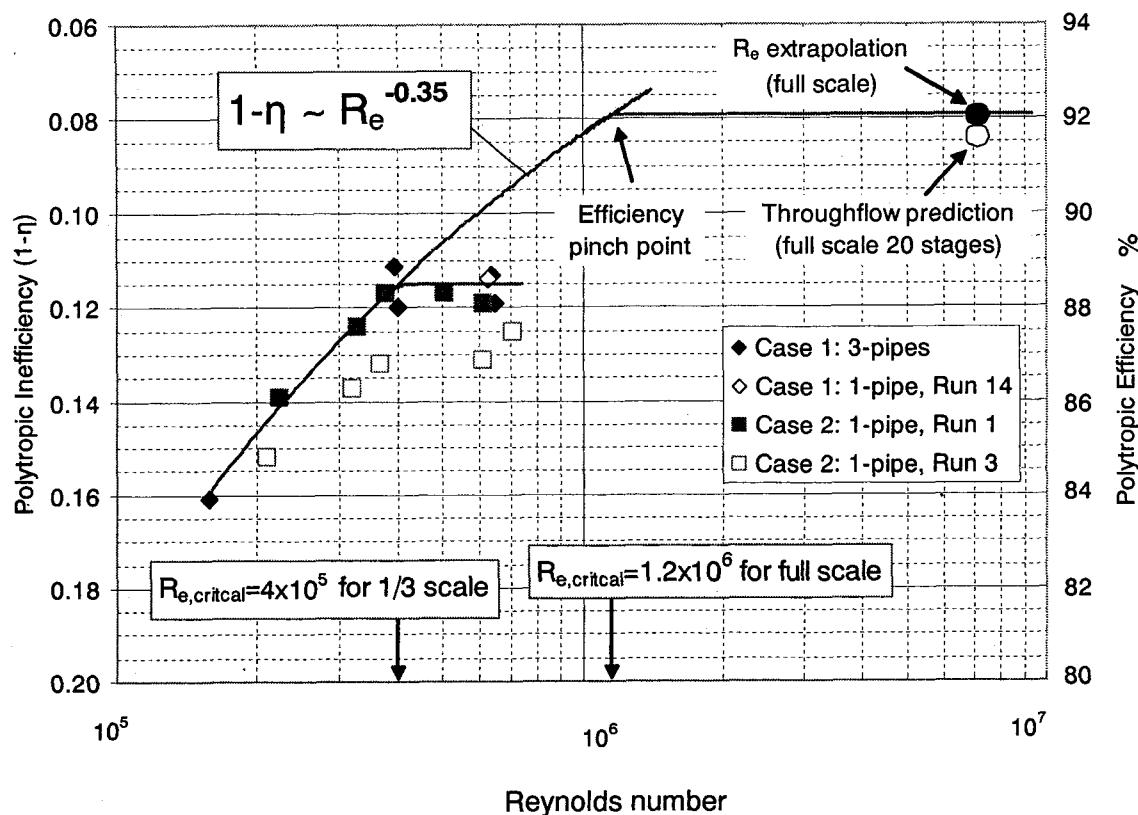


Fig. 50 Reynolds number dependency of compressor efficiency

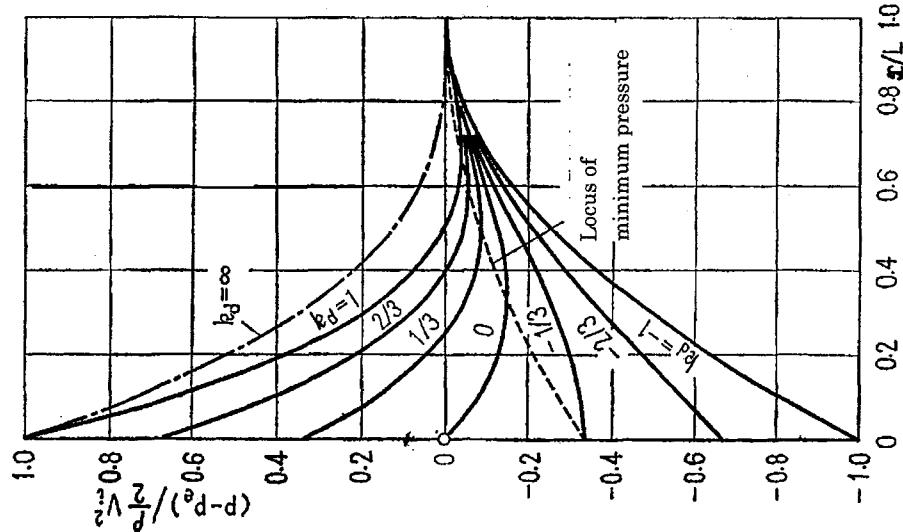


Fig. 52 Pressure distribution of distributing header⁷⁾

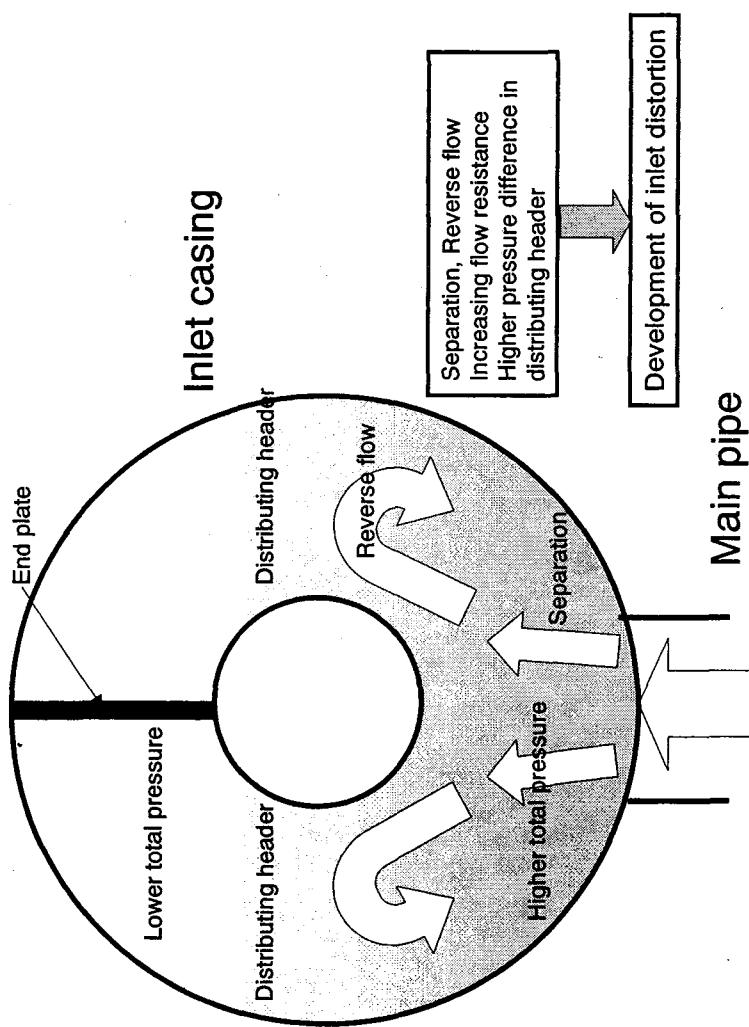


Fig. 51 Mechanism of development of inlet distortion

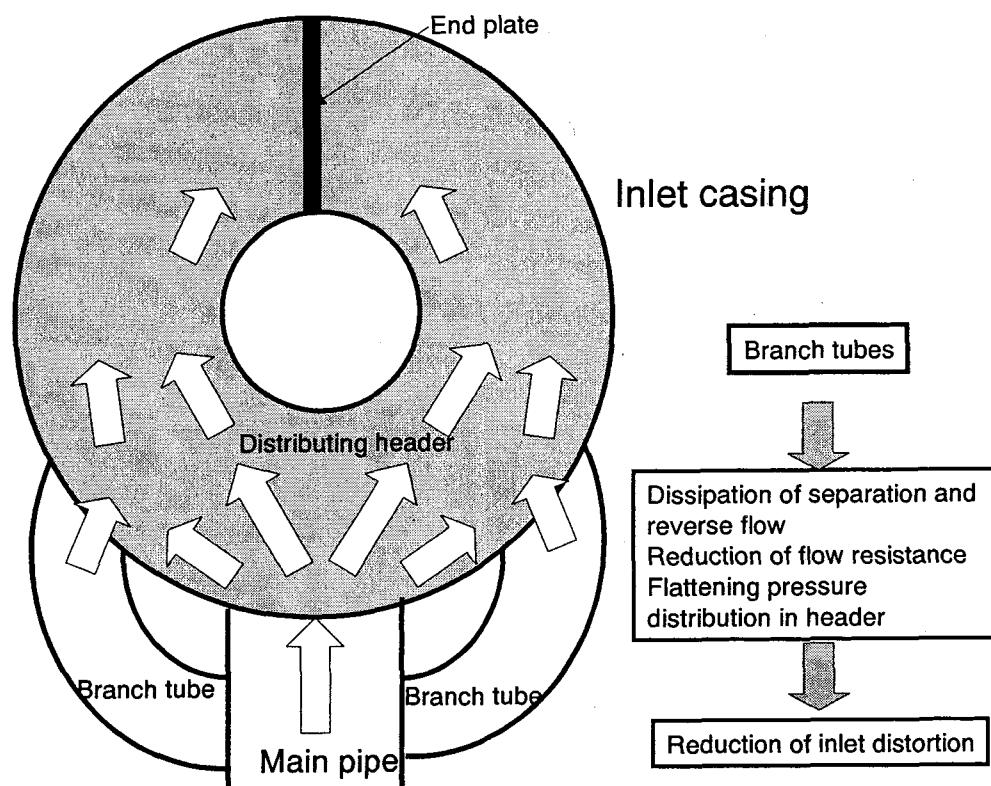


Fig. 53 Principle of reduction of inlet distortion

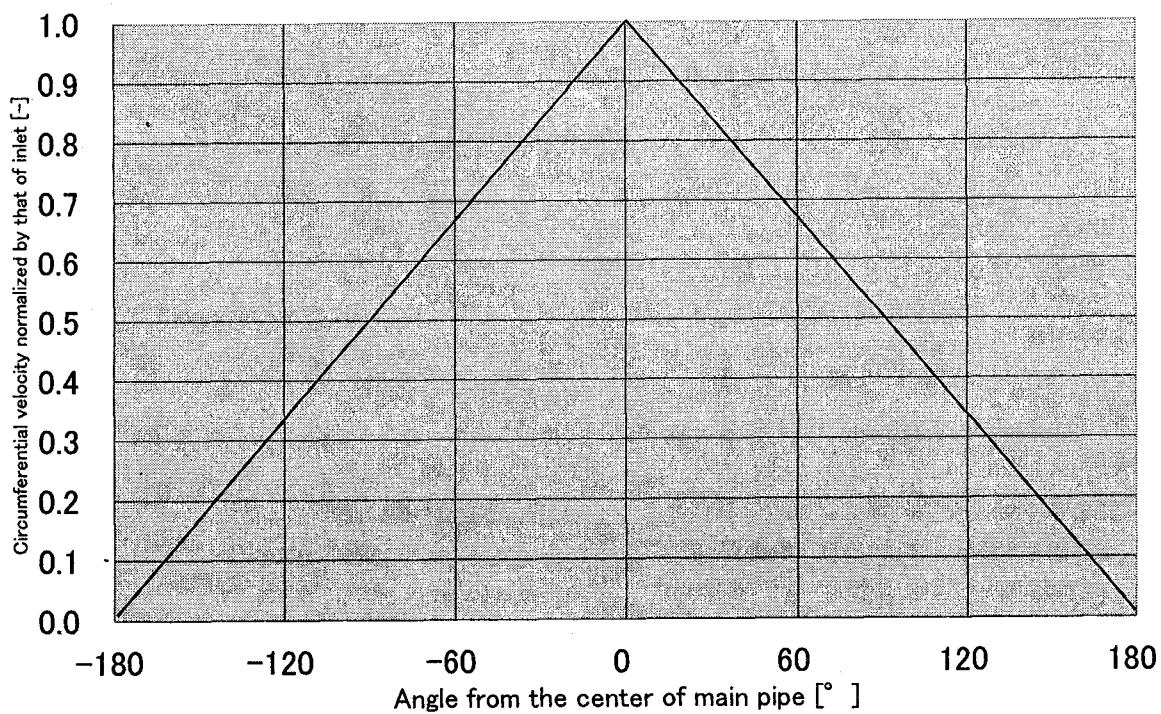


Fig. 54 Circumferential velocity distribution along distributing header

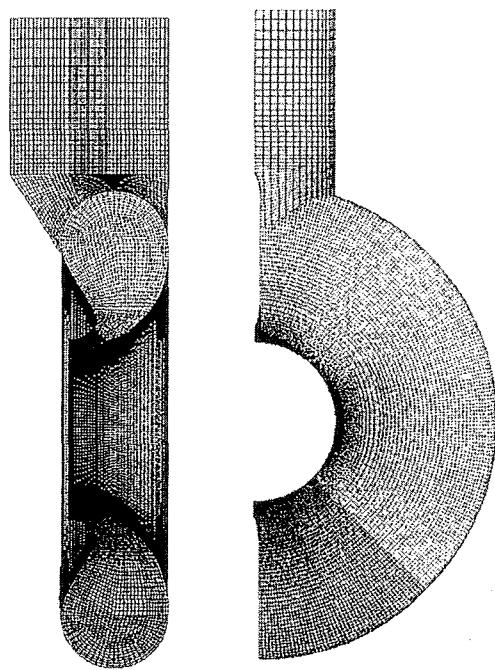


Fig. 55 Numerical model for inlet casing without branch tubes

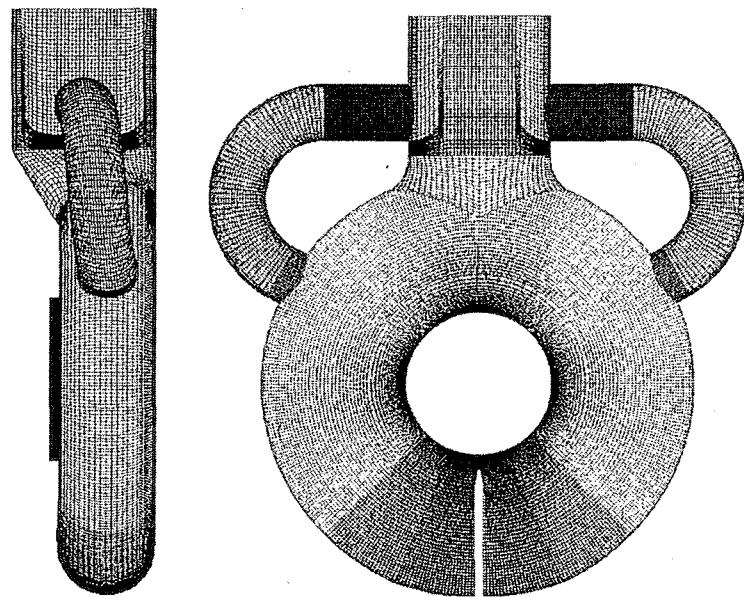


Fig. 56 Numerical model for inlet casing with branch tubes

This is a blank page.

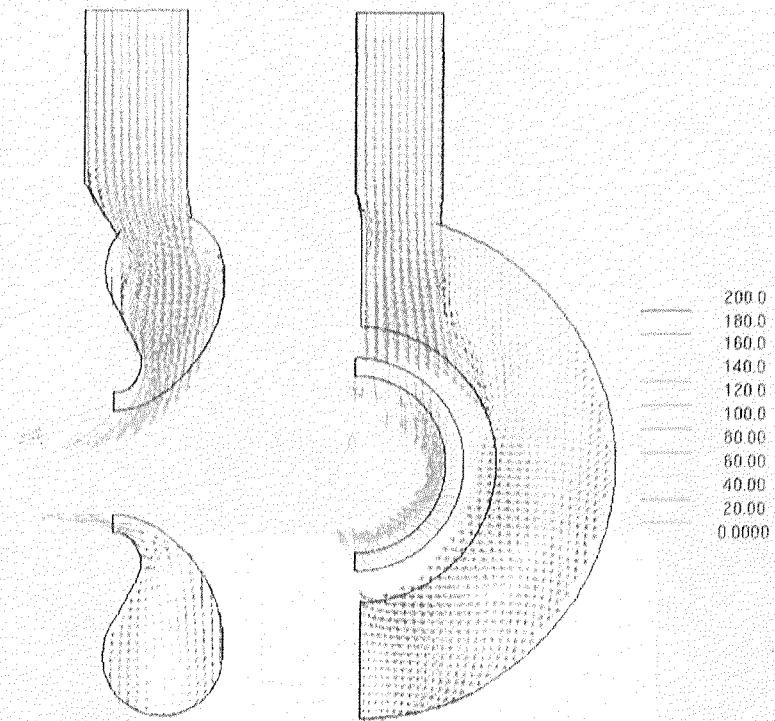


Fig. 57 Numerical result of flow inside distributing header
of inlet casing without branch tubes

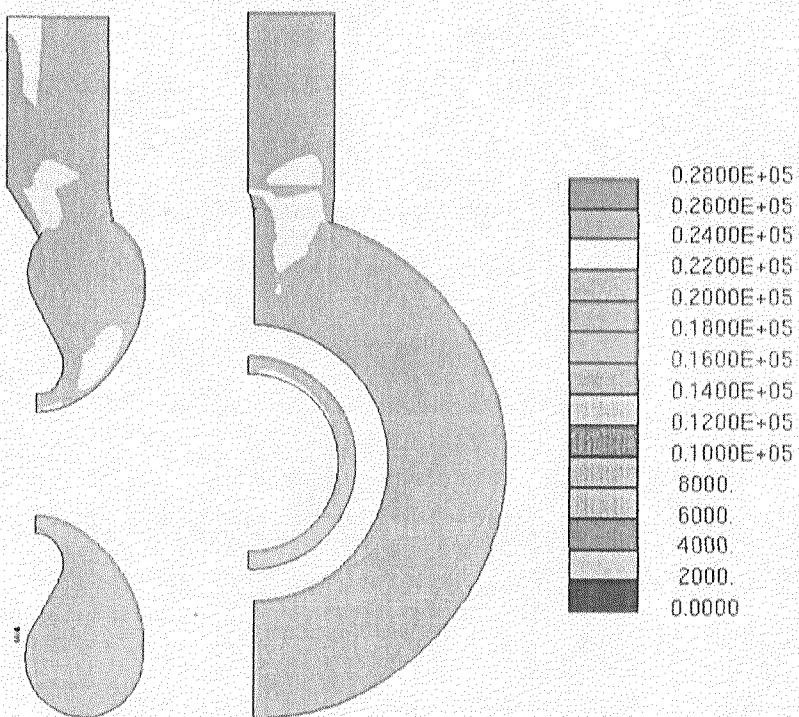


Fig. 58 Numerical result of total pressure distribution inside distributing header
of inlet casing without branch tubes

This is a blank page.

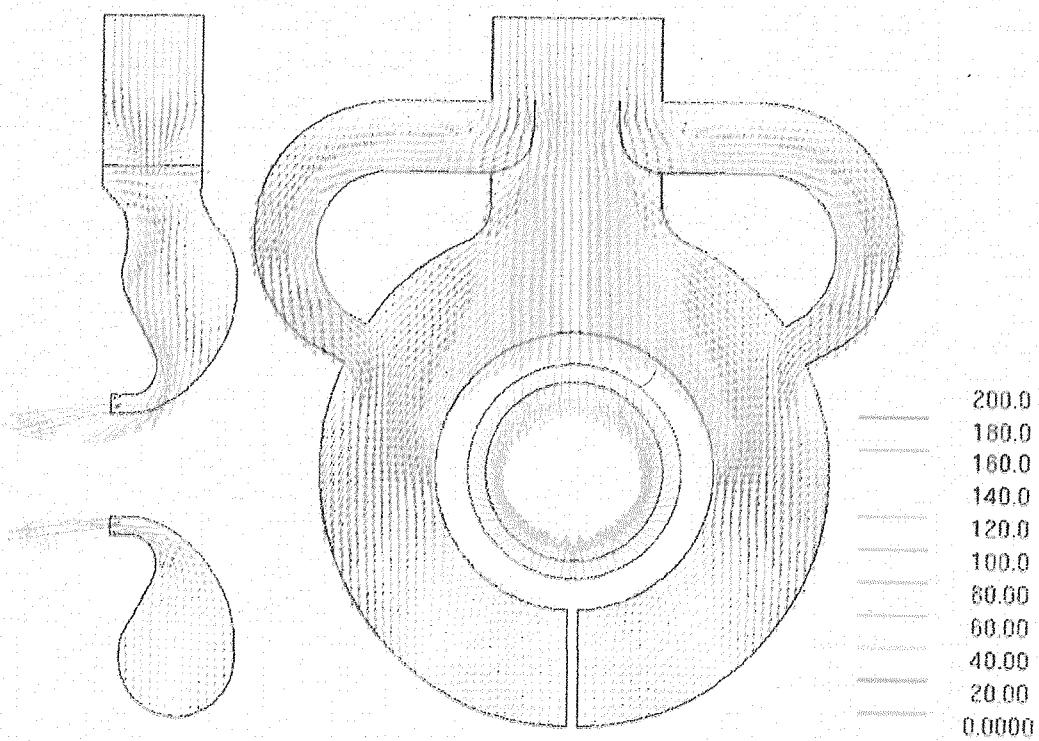


Fig. 59 Numerical result of flow inside distributing header
of inlet casing with branch tubes

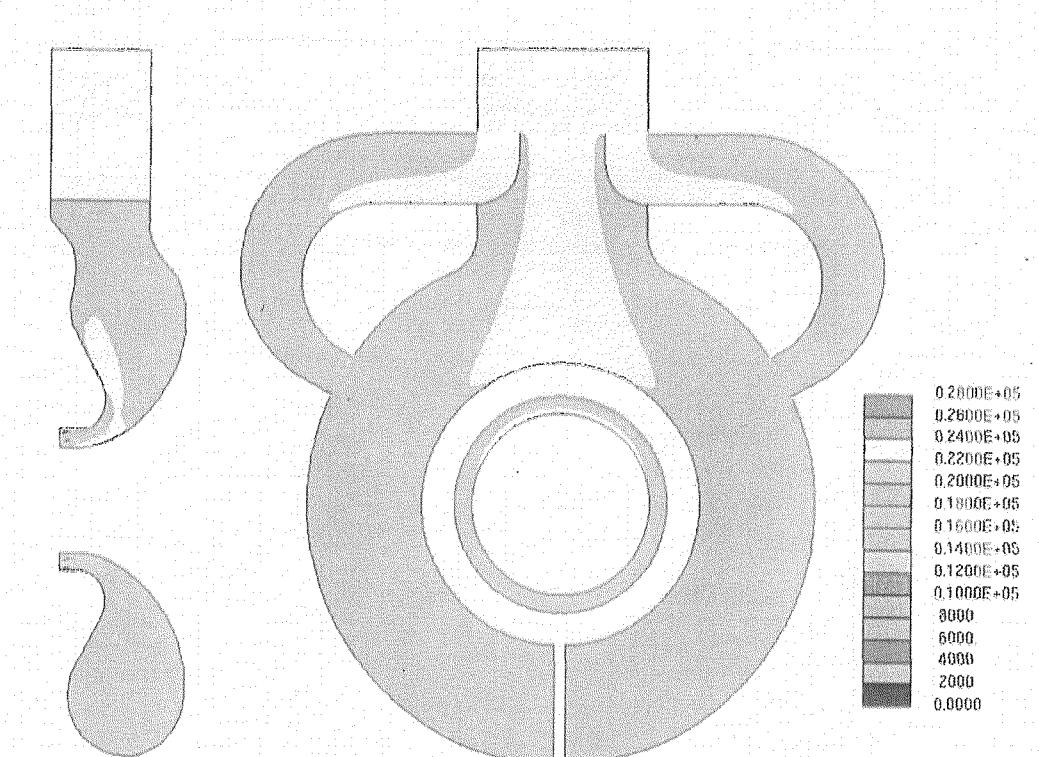


Fig. 60 Numerical result of total pressure distribution inside distributing header
of inlet casing with branch tubes

This is a blank page.

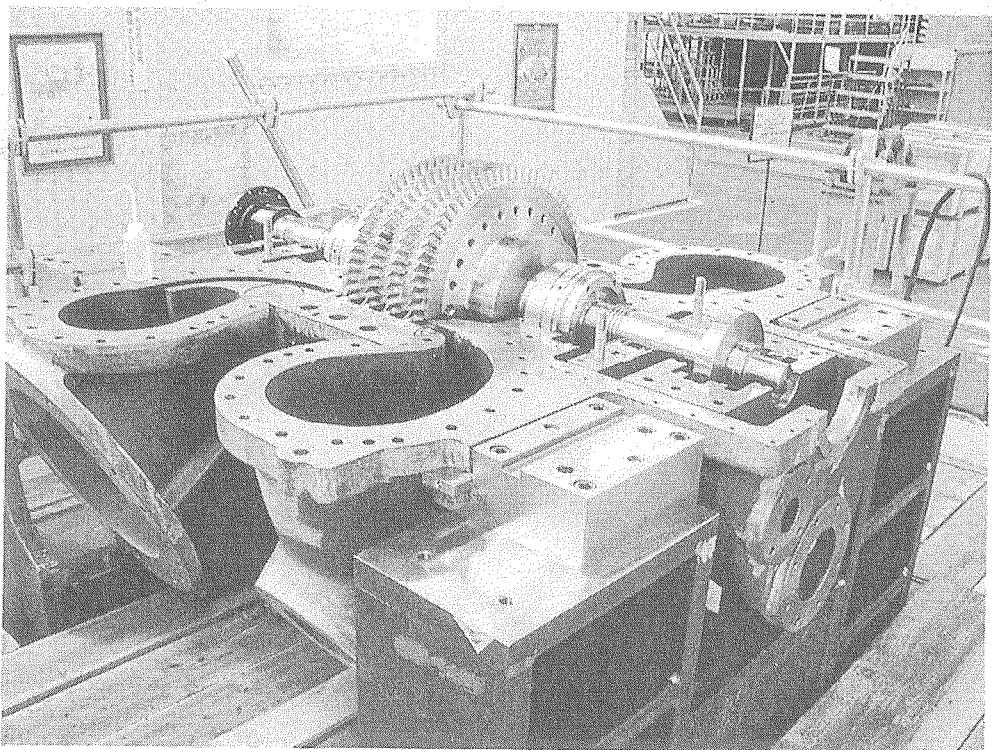


Photo 1 Compressor model

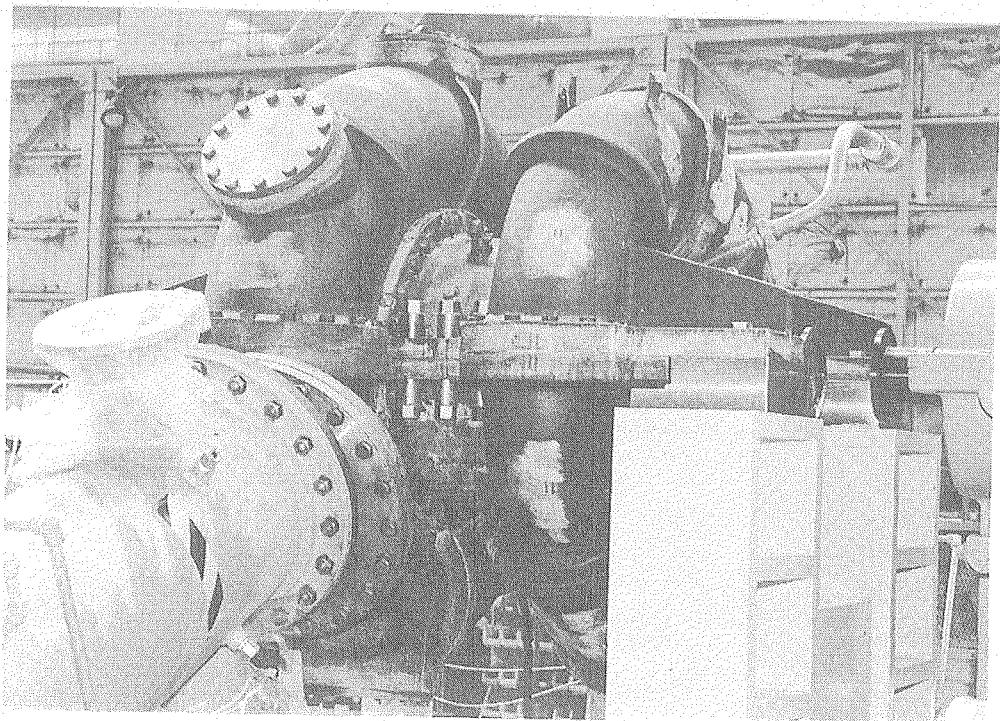


Photo 2 Overview of compressor model

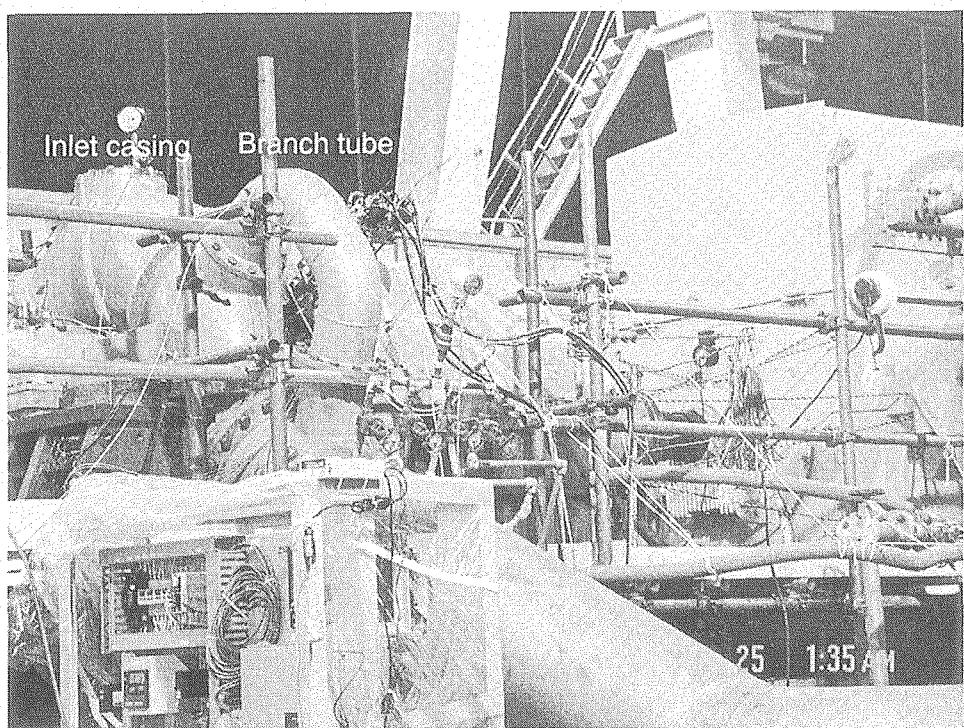


Photo 3 Branch tube connected to inlet casing

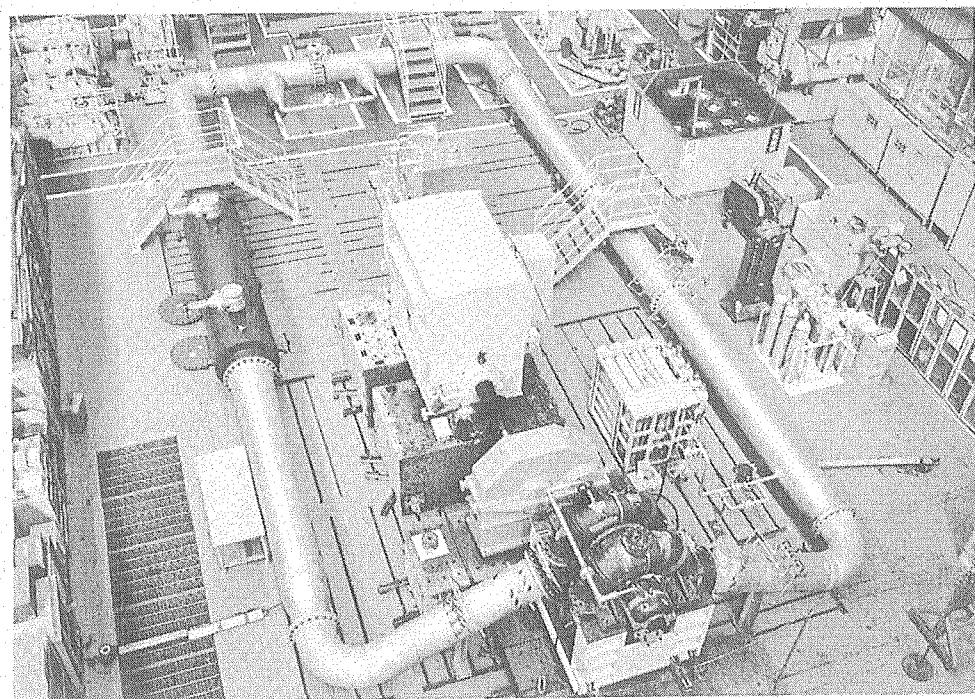


Photo 4 Helium gas loop

付 錄 試験データ

圧縮機モデル性能試験で得られた試験データについて以下にまとめて示す。

Table A・1～7 に試験条件を示す。また、Fig. A・1～194 に設計点における各種試験データを示す。

また、各試験における実施項目および試験手順を以下にまとめる。

付1. ケース1

(1) 性能試験－1(1/2) :

- 2004年2月23日 23:30 → 2月24日 5:48
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.05MPaG) → 0.883MPa abs
 - ◆ 起動時性能試験
 - ◆ 入口圧力 大気圧近傍 (0.05MPaG) 時性能試験
 - ◆ 入口圧力 0.883MPa abs 時性能試験
 - ◆ ピトートラバース① (2ヶ所: IGV 前、3段動翼後)
 - ◆ 停止時性能試験

(2) 性能試験－1(2/2) : 入口圧力 0.883MPa abs

- 2004年2月24日 18:13 → 21:06
- 2004年2月24日 23:46 → 2004年2月25日 2:03
- 性能試験
 - ① 入口圧力 0.883MPa abs
 - ピトートラバース② (2ヶ所: 1段動翼後、OGV 後)
 - ピトートラバース③ (2ヶ所: 2, 4段動翼後)

(3) 性能試験－2 : 入口圧力 0.539MPa abs

- 2004年2月25日 17:30 → 21:53
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.05MPaG) → 0.539MPa abs
 - ◆ 起動時性能試験
 - ◆ 入口圧力 0.539MPa abs 時性能試験
 - ◆ 停止時性能試験
 - ピトートラバース (2ヶ所: 2, 4段動翼後)

(4) 性能試験－3 : 入口圧力 0.196, 0.539, 0.883 MPa abs

- 2004年2月26日 17:28 → 2月27日 0:57
- 2004年2月27日 1:16 → 1:24
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.05MPaG) → 0.196MPa abs, 0.539 MPa abs, 0.883 MPa abs
 - ◆ 1回目起動時性能試験

- ◊ 入口圧力 0.196 MPa abs 時性能試験
- ◊ 入口圧力 0.539 MPa abs 時性能試験
- ◊ 入口圧力 0.883 MPa abs 時性能試験
- ◊ 2回目起動時性能試験
- ◊ 2回目停止時性能試験
- ピトートラバース（2ヶ所：2, 4段動翼後）

(5) 吸込ケーシング分岐配管閉塞試験：入口圧力 0.883MPa abs

- 2004年2月27日 17:26 → 2月27日 19:58
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.05MPaG) → 0.883 MPa abs
- ピトートラバース（2ヶ所：2, 4段動翼後）
 - ① 起動時性能試験
 - ② 入口圧力 0.883MPa abs 時性能試験
 - ③ 停止時性能試験

付2. ケース2

(1) 性能試験（ケース2翼、分岐配管有り、チップクリアランス 0.3mm）

- 2004年12月11日 8:00 → 18:15
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.196MPaG) → 0.883MPa abs
 - ② 入口圧力 0.883MPa abs 時性能計測 → 0.539MPa abs 時性能計測

(2) 性能試験（ケース2翼、分岐配管無、オリフィス無、チップクリアランス 0.4mm）

- 2005年2月19日 8:00 → 17:58
- 性能試験
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.196MPaG) → 0.883MPa abs → 0.35MPa G
- ピトートラバース計測

(3) 性能試験（ケース2翼、分岐配管無、オリフィス有り、チップクリアランス 0.4mm）

- 2005年2月20日 8:00 → 15:32
- 性能計測
 - ① 入口圧力大気圧近傍 (0.196MPaG) → 0.883MPa abs → 0.196MPa G
- ピトートラバース計測

Table A-1 Test schedules and conditions

(Performance test 1: Case 1 Inlet pressure from atmospheric pressure to 0.883MPa)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1)	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	test item
	2/23/2004	23:30:03	0.05200	8.572	0.0-15.06	1.0-1.029	0-10938	Start-up test
		-						
	2/24/2004	0:03:16	0.04489	8.552	13.16	1.127	10935	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:09:32	0.04489	8.984	13.15	1.130	10920	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:14:32	0.04388	9.187	12.62	1.148	10932	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:18:27	0.04388	9.390	12.60	1.148	10926	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:20:38	0.04388	9.364	12.62	1.148	10923	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:26:06	0.04286	9.568	11.90	1.167	10848	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:29:32	0.04286	9.695	11.95	1.170	10734	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:41:00	0.04185	9.974	11.03	1.189	10947	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:43:30	0.04135	9.974	11.00	1.196	10929	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:49:49	0.04135	10.101	10.45	1.203	10935	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:50:54	0.04135	10.075	10.45	1.203	10935	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	0:54:39	0.04135	10.101	10.45	1.203	10941	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	1:02:45	0.04084	10.151	9.82	1.208	10917	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	1:04:40	0.04135	10.177	9.82	1.203	10935	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	1:06:30	0.04084	10.101	9.86	1.208	10941	Peformance test at lower pressure
	2/24/2004	1:10:55	0.04135	10.151	9.54	1.203	10929	Surge test at lower pressure
	2/24/2004	2:23:27	0.79003	19.491	15.10	1.023	10728	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	2:30:03	0.77078	21.434	14.11	1.087	10929	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	2:32:23	0.78901	21.969	14.10	1.087	7863	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	2:37:28	0.79053	22.820	14.06	1.087	10848	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:01:07	0.79155	24.426	13.55	1.111	10860	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:03:42	0.79155	24.572	13.55	1.112	10674	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:08:18	0.79155	24.791	13.49	1.111	10026	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:15:03	0.79104	25.399	12.91	1.138	10917	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:17:38	0.79205	25.594	12.87	1.138	10902	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:22:29	0.79256	26.105	12.89	1.138	10914	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:28:04	0.79053	26.397	12.53	1.153	10908	Peformance test at higher pressure
CASE 1 RUN 3	2/24/2004	3:31:25	0.79003	26.689	12.52	1.152	10908	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:38:25	0.79104	26.884	12.16	1.164	10914	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:39:15	0.79104	27.005	12.16	1.164	10917	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	3:42:31	0.79053	27.224	12.15	1.164	10905	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:17:34	0.79104	27.906	11.98	1.168	10899	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:20:04	0.79003	27.930	11.99	1.170	10911	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:24:44	0.79104	27.906	11.36	1.184	10899	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:27:30	0.79155	28.076	11.41	1.185	10899	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:38:31	0.79003	28.100	10.30	1.196	10911	Peformance test at higher pressure
	2/24/2004	5:44:26	0.78952	27.881	10.29	1.196	10908	Peformance test at higher pressure
C-1-B-8-4-NO-1	2/24/2004	5:48:36-				1.022-		
		5:50:37	0.84420	27.0-24.0	15.03-0.0	1.003	10911-0	Shut-down test at higher pressure

Table A-2 Test schedules and conditions
(Performance test-2: Case 1 Inlet pressure at 0.539MPa abs)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1) [MPaG]	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2/25/2004	17:50:30– 17:53:00	0.0570– 0.0596	13.885– 14.286	0.0–7.27	1.0–1.097	0–10920	Start-up test
	2/25/2004	19:01:20	0.44253	22.991	14.97	1.021	10917	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:09:26	0.44405	22.723	14.04	1.083	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:11:21	0.44405	22.918	14.06	1.083	10917	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:13:51	0.44456	23.210	14.04	1.083	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:20:07	0.44405	23.867	13.50	1.111	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:22:32	0.44608	24.207	13.45	1.112	10899	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	19:25:02	0.44608	24.475	13.43	1.112	10908	Performance test at middle pressure
CASE 1 RUN 7	2/25/2004	19:56:50	0.44659	26.884	12.19	1.161	10905	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:39:33	0.44203	26.786	12.14	1.161	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:42:22	0.44253	26.811	11.75	1.175	10917	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:43:37	0.44304	26.811	11.75	1.174	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:45:22	0.44355	26.884	11.76	1.174	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:50:58	0.44304	26.884	11.76	1.175	10905	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:53:49	0.44355	26.981	11.34	1.187	10905	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:55:04	0.44405	27.030	11.37	1.185	10905	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	20:56:34	0.44355	27.005	11.32	1.187	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:01:34	0.44507	27.030	11.35	1.185	10905	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:10:12	0.44456	26.981	10.90	1.194	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:12:12	0.44507	26.981	10.97	1.193	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:15:02	0.44507	26.957	11.00	1.194	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:23:08	0.44608	27.103	10.82	1.194	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:26:18	0.44659	27.078	10.90	1.194	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:27:58	0.44659	27.078	10.93	1.194	10911	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:36:44	0.44760	27.200	10.41	1.196	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:38:49	0.44760	27.103	10.40	1.197	10908	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:41:34	0.44811	27.127	10.40	1.197	10914	Performance test at middle pressure
	2/25/2004	21:44:39	0.44861	27.078	10.06	1.195	10908	Surge test at middle pressure
	2/25/2004	21:53:00– 21:56:10	0.4562– 0.4866	26.747– 24.896	12.33–0.0	1.156–1.002	10911–0	Shut-down test at middle pressure

Table A-3 Test schedules and conditions
(Performance test-3: Case 1 Inlet pressure at 0.196, 0.539, 0.883 MPa abs)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1) [MPaG]	Inlet temperature (TE-1-t)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2/26/2004	17:28:34-17:29:55	0.1047-0.1016	8.572	0.0-15.09	1.0-1.029	0-10938	Start-up test
	2/26/2004	18:00:02	0.10213	10.659	14.01	1.092	10941	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	18:22:24	0.10264	11.395	13.90	1.087	10932	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	18:24:34	0.10264	11.445	13.92	1.087	10929	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	18:26:55	0.10264	11.597	13.92	1.087	10929	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	18:37:50	0.09757	11.877	12.41	1.152	10941	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	18:47:56	0.09808	12.308	12.38	1.149	10935	Performance test at lower pressure
CASE 1 RUN 9	2/26/2004	18:50:36	0.09808	12.384	12.38	1.149	10932	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:29:23	0.09707	12.765	12.32	1.152	10944	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:34:54	0.09605	12.765	11.78	1.168	10944	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:36:09	0.09605	12.815	11.81	1.168	10947	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:38:19	0.09605	12.892	11.74	1.168	10938	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:39:49	0.09605	12.892	11.77	1.168	10941	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:47:05	0.09555	12.968	11.35	1.182	10941	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:49:40	0.09859	13.120	11.41	1.181	10938	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:53:30	0.09909	13.095	11.38	1.181	10947	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	19:58:26	0.09859	13.070	11.24	1.184	10932	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:01:21	0.09859	13.095	10.86	1.189	10938	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:02:16	0.09808	13.070	10.84	1.192	10941	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:05:56	0.09808	13.171	10.89	1.192	10947	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:19:47	0.09707	13.196	10.26	1.200	10932	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:21:03	0.09707	13.070	10.26	1.200	10944	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:23:33	0.09707	13.120	10.26	1.200	10929	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	20:26:18	0.09707	13.095	10.01	1.200	10929	Surge test at lower pressure
	2/26/2004	20:34:44	0.10264	13.171	12.84	1.126	10923	Performance test at lower pressure
	2/26/2004	21:29:48	0.44811	20.485	13.49	1.113	10911	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	21:32:49	0.44861	20.777	13.52	1.112	10926	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	21:37:19	0.44811	21.020	13.50	1.113	10929	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	21:43:40	0.44760	21.166	13.51	1.112	10920	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	21:50:00	0.44659	21.288	13.49	1.112	10920	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	21:52:31	0.44608	21.312	13.51	1.112	10914	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:01:06	0.44253	22.090	12.38	1.159	10920	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:02:21	0.44203	22.188	12.39	1.159	10914	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:05:12	0.44203	22.480	12.41	1.159	10908	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:11:12	0.44152	22.796	12.37	1.158	10926	Performance test at middle pressure
CASE 1 RUN 11	2/26/2004	22:14:58	0.44101	22.796	12.36	1.157	10899	Performance test at middle pressure
CASE 1 RUN 11	2/26/2004	22:19:03	0.44051	22.893	12.37	1.157	10920	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:23:38	0.44253	22.991	11.57	1.185	10926	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:25:08	0.44253	23.185	11.58	1.184	10926	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:31:24	0.44203	23.380	11.56	1.184	10911	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:36:24	0.44101	23.380	11.56	1.184	10920	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	22:39:55	0.44051	23.477	11.56	1.185	10935	Performance test at middle pressure
	2/26/2004	23:16:13	0.79205	27.614	13.03	1.128	10908	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:20:04	0.79104	27.687	13.00	1.128	10911	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:24:49	0.79053	27.784	13.04	1.128	10926	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:28:49	0.79256	27.808	13.01	1.128	10908	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:38:40	0.79155	27.906	13.01	1.128	10905	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:47:21	0.79155	28.392	12.21	1.158	10902	Performance test at higher pressure
	2/26/2004	23:51:06	0.79256	28.611	12.24	1.157	10911	Performance test at higher pressure
CASE 1 RUN 12	2/26/2004	23:53:36	0.79205	28.781	12.22	1.158	10917	Performance test at higher pressure
CASE 1 RUN 12	2/26/2004	23:57:32	0.79205	28.806	12.23	1.158	10920	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:02:32	0.79155	28.976	11.60	1.178	10905	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:05:22	0.79408	29.219	11.58	1.178	10905	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:08:38	0.79611	29.195	11.54	1.178	10896	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:11:38	0.79813	29.292	11.51	1.179	10905	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:17:34	0.80168	29.487	11.55	1.179	10911	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:21:09	0.79053	29.414	11.53	1.180	10908	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:24:54	0.78749	29.268	10.26	1.195	10917	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:26:09	0.78800	29.268	10.27	1.195	10914	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:29:55	0.79003	29.171	10.20	1.195	10905	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:43:22	0.79408	29.219	10.05	1.195	10905	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:43:57	0.79459	29.122	9.92	1.194	10893	Performance test at higher pressure
	2/27/2004	0:44:32	0.79459	29.073	9.63	1.194	10896	Surge test at higher pressure
	2/27/2004	1:17:01-1:17:35	0.1067-0.0971	21.400-19.098	0-13.33	1.000-1.106	0-10911	Start-up test at lower pressure

Table A-4 Test schedules and conditions
 (Performance test 4: Case 1 Branch tubes blockage test:
 Case 1 Inlet pressure at 0.883MPa abs)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1)	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2/27/2004	17:25:51-17:27:06	0.1001-0.0976	13.183-11.579	0-14.83	1.000-1.027	0-10923	Start-up test at lower pressure
	2/27/2004	18:42:39	0.7946	28.635	12.07	1.154	10899	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	18:45:14	0.7941	28.781	12.15	1.153	10914	Performance test at higher press. Without branch
CASE 1 RUN 14	2/27/2004	19:19:37	0.7885	28.927	12.09	1.153	10926	Performance test at higher press. Without branch
CASE 1 RUN 14	2/27/2004	19:26:32	0.7905	29.000	12.10	1.151	10914	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:34:08	0.7890	29.195	11.33	1.176	10911	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:35:33	0.7890	29.317	11.33	1.176	10914	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:37:48	0.7895	29.365	11.35	1.176	10914	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:43:04	0.7900	29.390	11.36	1.173	10908	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:45:44	0.7875	29.414	11.09	1.181	10911	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:47:19	0.7860	29.414	10.90	1.185	10749	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:48:54	0.7855	29.414	10.50	1.187	10920	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:50:39	0.7850	29.268	10.39	1.188	10917	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:51:09	0.7845	29.195	10.21	1.189	10917	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:51:34	0.7845	29.219	10.04	1.189	10914	Surgee test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:57:45	0.7961	29.195	12.08	1.151	10908	Performance test at higher press. Without branch
	2/27/2004	19:58:00-20:02:35	0.8381-0.8412	29.200-25.900	12.15-0.00	1.153-1.000	10911-0	Shutdown test at higher pressure

Table A-5 Test schedules and conditions
 (Performance test-5: Case 2, With branch tubes, tip clearance of 0.3mm)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1) [MPaG]	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2004/12/11	13:26:10	0.1140	17.636	1.33	1.000	0	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	13:28:32	0.1113	15.638	14.89	1.022	10908	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	13:31:47	0.1125	14.294	14.90	1.022	10932	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	13:36:41	0.1140	14.670	14.97	1.023	10923	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	13:58:04	0.3002	17.869	15.02	1.021	10914	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	14:17:46	0.5439	22.908	15.02	1.020	10917	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	14:50:58	0.7833	29.912	14.90	1.020	10908	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:06:44	0.7790	32.983	13.75	1.086	10908	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:07:18	0.7797	33.133	13.75	1.086	10917	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:20:34	0.7767	30.190	13.83	1.086	10911	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:25:08	0.7790	29.837	13.82	1.086	10893	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:28:11	0.7796	29.732	13.82	1.086	10902	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:36:33	0.7740	30.175	12.80	1.133	10902	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:53:19	0.7796	31.399	12.72	1.133	10899	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	15:54:43	0.7796	31.421	12.72	1.132	10893	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:01:29	0.7761	31.504	11.98	1.161	10896	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:22:13	0.7773	30.250	12.02	1.161	10896	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:23:25	0.7776	30.115	12.04	1.161	10902	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:26:55	0.7787	29.830	11.99	1.161	10884	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:29:43	0.7805	31.189	11.30	1.181	10893	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:35:23	0.7778	31.166	11.34	1.181	10890	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:47:24	0.7797	30.010	11.32	1.182	10887	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:55:48	0.7752	29.965	10.57	1.196	10902	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	16:58:16	0.7769	29.815	10.57	1.195	10899	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:12:11	0.7782	29.785	10.51	1.196	10896	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:19:11	0.7832	29.732	9.97	1.185	10899	Surge test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:19:14	0.7787	29.740	10.20	1.195	10899	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:20:03	0.7781	29.687	10.39	1.196	10893	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:22:27	0.7782	29.680	10.43	1.196	10890	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:32:04	0.7781	29.560	10.39	1.197	10896	Performance test at higher pressure with branch
	2004/12/11	17:52:35	0.4448	27.713	12.04	1.160	10905	Performance test at lower pressure with branch
	2004/12/11	18:12:31	0.4463	30.040	11.97	1.160	10905	Performance test at lower pressure with branch

Table A-6 Test schedules and conditions

(Performance test-6: Case 2,

Without branch tubes, without orifice, tip clearance of 0.4mm)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (PI-1) [MPaG]	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2/19/2005	10:33:20	0.1401	10.276	14.89	1.024	8703	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	11:29:24	0.7962	26.205	14.77	1.019	10905	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	11:46:01	0.7929	28.578	14.74	1.019	10905	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	11:50:46	0.7919	28.698	14.71	1.019	10908	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	11:55:42	0.7878	28.764	14.72	1.019	10899	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	12:21:49	0.7872	29.318	13.65	1.085	10887	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	12:29:55	0.7875	28.113	13.64	1.085	10890	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	12:34:25	0.7889	27.884	13.65	1.085	10890	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	12:50:46	0.7911	29.355	12.65	1.129	10881	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	12:56:12	0.7937	29.551	12.63	1.129	10890	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	13:00:37	0.7949	29.629	12.62	1.130	10887	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	13:24:44	0.7866	30.946	11.94	1.155		Performance test at higher pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	13:29:10	0.7857	30.765	11.93	1.155	10893	Performance test at higher pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	13:41:06	0.7868	30.113	11.94	1.156		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	13:53:22	0.7982	30.144	12.14	1.147		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	13:56:22	0.8004	30.120	12.14	1.147		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	14:04:03	0.7982	30.015	12.14	1.148	10887	Performance test at higher pressure
	2/19/2005	15:29:10	0.7968	29.932	12.14	1.148		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	15:45:27	0.7868	30.196	10.72	1.186		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	15:50:07	0.7859	30.325	10.71	1.187		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	15:55:27	0.7853	30.344	10.63	1.187		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:00:43	0.7851	30.332	10.67	1.186		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:03:58	0.7839	30.322	10.16	1.191		Surge test at higher pressure
	2/19/2005	16:08:28	0.7853	30.213	10.55	1.189		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:12:59	0.7848	30.191	10.59	1.188		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:14:49	0.7829	30.176	10.13	1.191		Surge test at higher pressure
	2/19/2005	16:17:19	0.7956	30.127	12.12	1.147		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:20:50	0.7899	29.873	11.87	1.158		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:22:45	0.7899	29.866	11.92	1.155		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:23:40	0.7904	29.810	12.04	1.152		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:24:25	0.7911	29.917	12.09	1.149		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:28:15	0.7886	29.729	12.12	1.150		Performance test at higher pressure
	2/19/2005	16:30:05	0.7874	29.651	12.13	1.150		Performance test at higher pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	16:45:11	0.6029	28.578	12.08	1.151		Performance test at lower pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	16:47:41	0.6018	28.705	12.12	1.151		Performance test at lower pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	17:04:53	0.4352	26.073	11.98	1.155		Performance test at lower pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	17:09:23	0.4340	26.085	12.00	1.156		Performance test at lower pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	17:25:10	0.3494	24.768	11.90	1.158		Performance test at lower pressure
CASE 2 RUN 1	2/19/2005	17:27:25	0.3486	24.746	11.94	1.158		Performance test at lower pressure

Table A-7 Test schedules and conditions

(Performance test-7: Case 2, Without branch tubes, with orifice, tip clearance of 0.4mm)

Test number	Date	Time	Inlet pressure (P1-1) [MPaG]	Inlet temperature (TE-1-1)	Modified flow rate [kg/s]	Overall pressure ratio	Rotational speed [rpm]	Test item
	2/20/2005	9:29:23	0.0818	4.508	14.74	1.018	10932	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	10:50:05	0.7875	27.767	14.49	1.013	10914	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	10:52:21	0.7896	27.212	14.51	1.013	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	10:54:06	0.7904	26.743	14.51	1.013	10911	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	11:15:08	0.7836	28.971	13.34	1.082	10905	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	11:17:03	0.7845	29.130	13.36	1.082	10914	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	11:19:03	0.7856	29.267	13.35	1.081	10911	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	11:40:00	0.7814	30.782	12.13	1.132	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	11:42:40	0.7800	30.668	12.18	1.133	10908	Perforamnce test at higher pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	11:44:00	0.7823	30.695	12.13	1.132	10905	Perforamnce test at higher pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	11:45:55	0.7832	30.839	12.11	1.133	10905	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:00:07	0.7923	30.398	12.86	1.104	10908	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:02:42	0.7908	30.819	12.82	1.104	10896	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:05:02	0.7893	30.985	12.81	1.104	10893	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:08:02	0.7653	30.634	11.25	1.163	10893	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:25:04	0.7674	30.709	11.26	1.163	10893	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:27:04	0.7715	30.951	11.23	1.163	10896	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:29:14	0.7778	31.034	11.26	1.164	10905	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:34:05	0.7925	31.393	10.16	1.182	10899	Surge test at higher pressure
	2/20/2005	13:45:06	0.8016	29.247	10.87	1.175	10908	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:47:06	0.8013	29.042	10.89	1.174	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:49:06	0.7982	28.737	10.93	1.174	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:52:16	0.7916	28.348	9.90	1.178	10902	Surge test at higher pressure
	2/20/2005	13:54:26	0.8015	27.996	12.24	1.132	10908	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	13:55:31	0.7992	27.943	12.26	1.132	10905	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:05:07	0.7977	27.080	12.29	1.132	10908	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:07:07	0.8049	27.046	12.26	1.132	10896	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:30:05	0.8804	27.373	12.28	1.131	10899	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:32:05	0.8859	27.523	12.28	1.131	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:34:00	0.8912	27.615	12.27	1.132	10902	Perforamnce test at higher pressure
	2/20/2005	14:50:01	0.4308	27.540	12.15	1.136	10923	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	14:52:06	0.4311	27.899	12.09	1.136	10917	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	14:54:02	0.4311	28.309	12.09	1.136	10914	Perforamnce test at lower pressure
	2/20/2005	15:07:03	0.3491	28.309	12.02	1.138	10917	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	15:09:03	0.3486	28.328	12.02	1.138	10920	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	15:11:13	0.3480	28.287	12.03	1.138	10920	Perforamnce test at lower pressure
	2/20/2005	15:30:50	0.1946	24.362	11.91	1.142	10920	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	15:32:05	0.1943	24.174	11.92	1.142	10920	Perforamnce test at lower pressure
CASE 2 RUN 3	2/20/2005	15:34:05	0.1938	23.986	11.82	1.142	10920	Perforamnce test at lower pressure

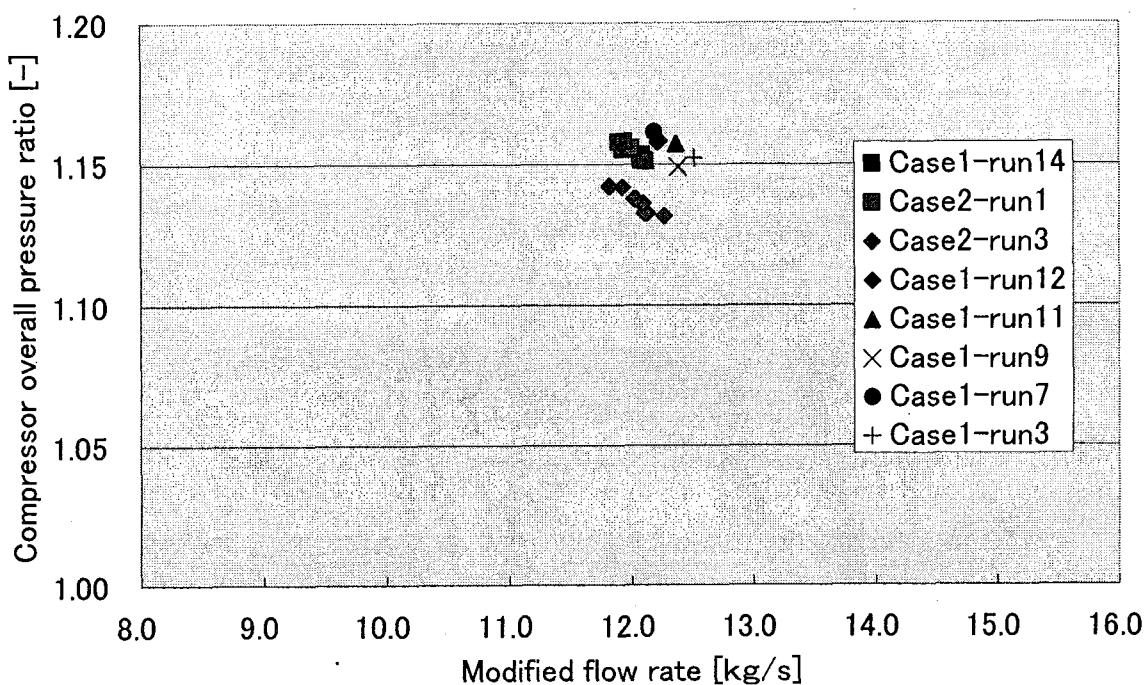


Fig. A-1 Compressor overall pressure ratio

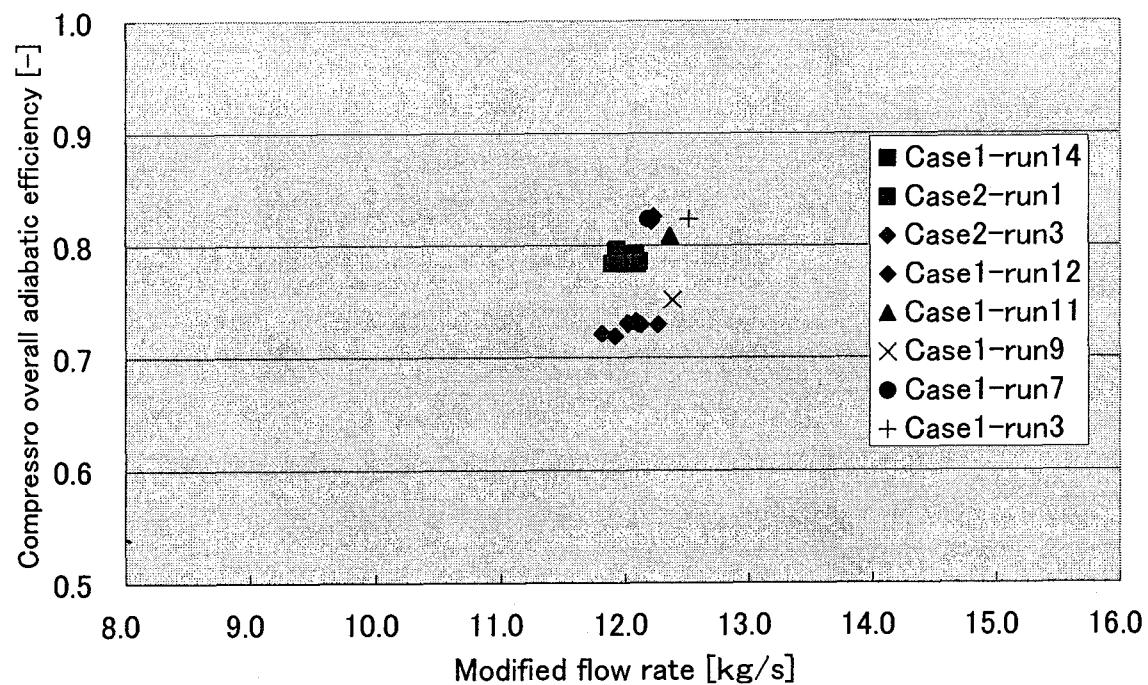


Fig. A-2 Compressor overall adiabatic efficiency

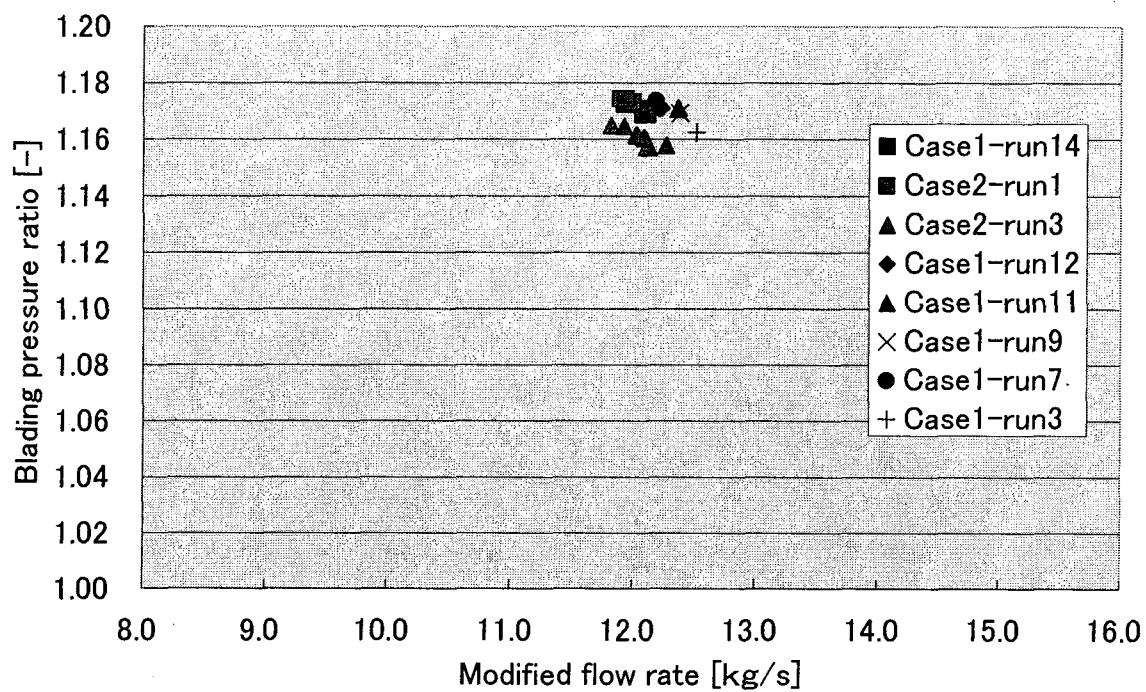


Fig. A-3 Blading pressure ratio

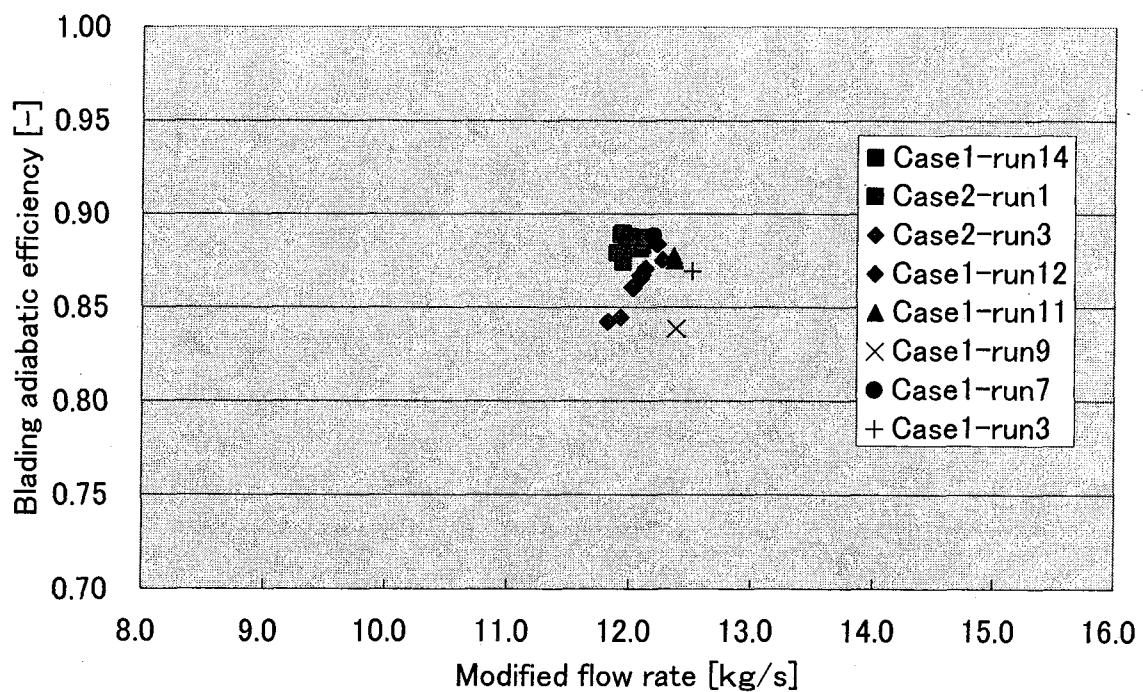


Fig. A-4 Blading adiabatic efficiency

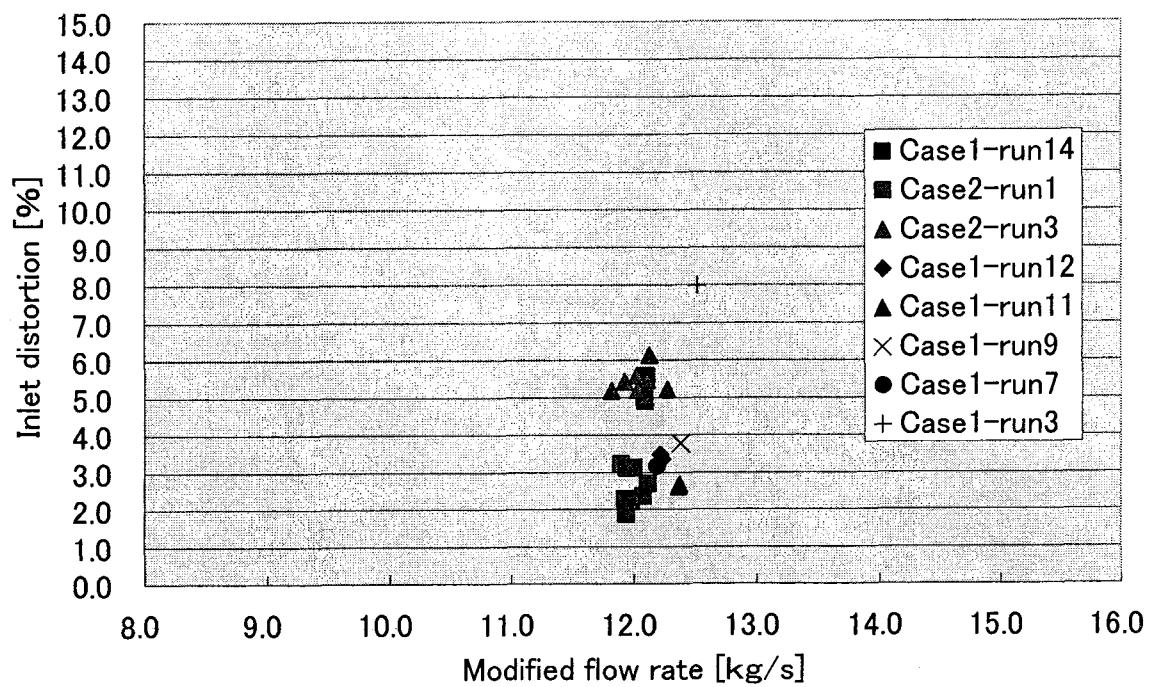


Fig. A-5 Inlet distortion

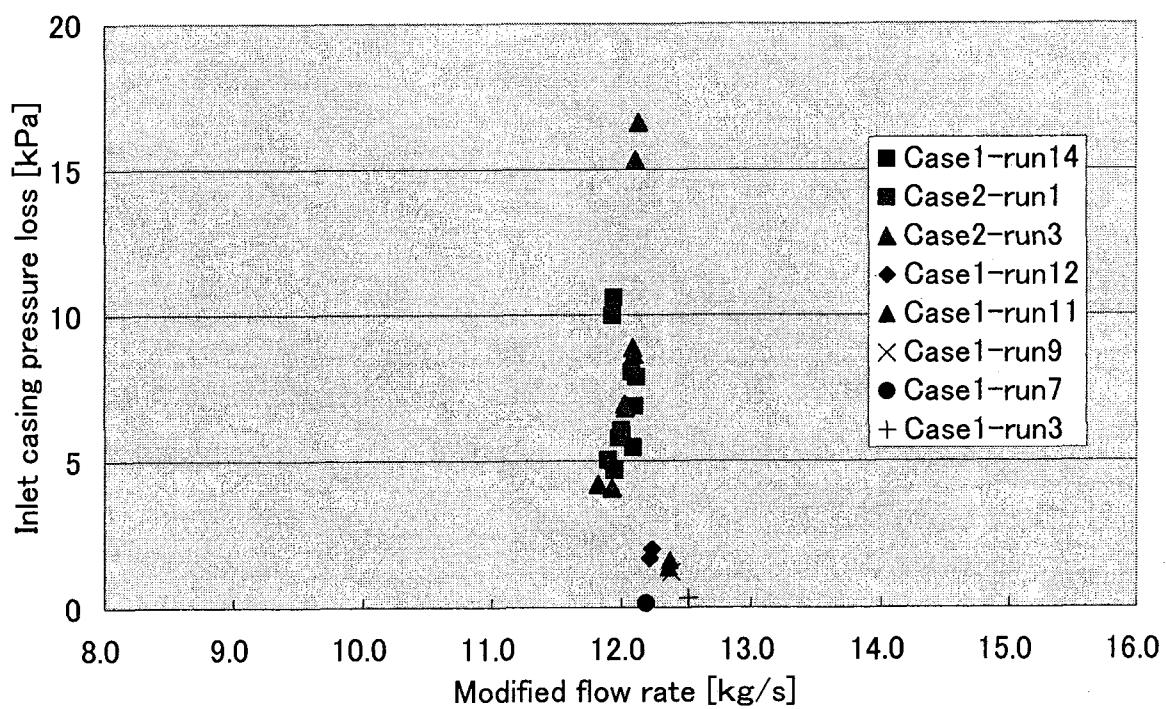


Fig. A-6 Pressure loss of inlet casing

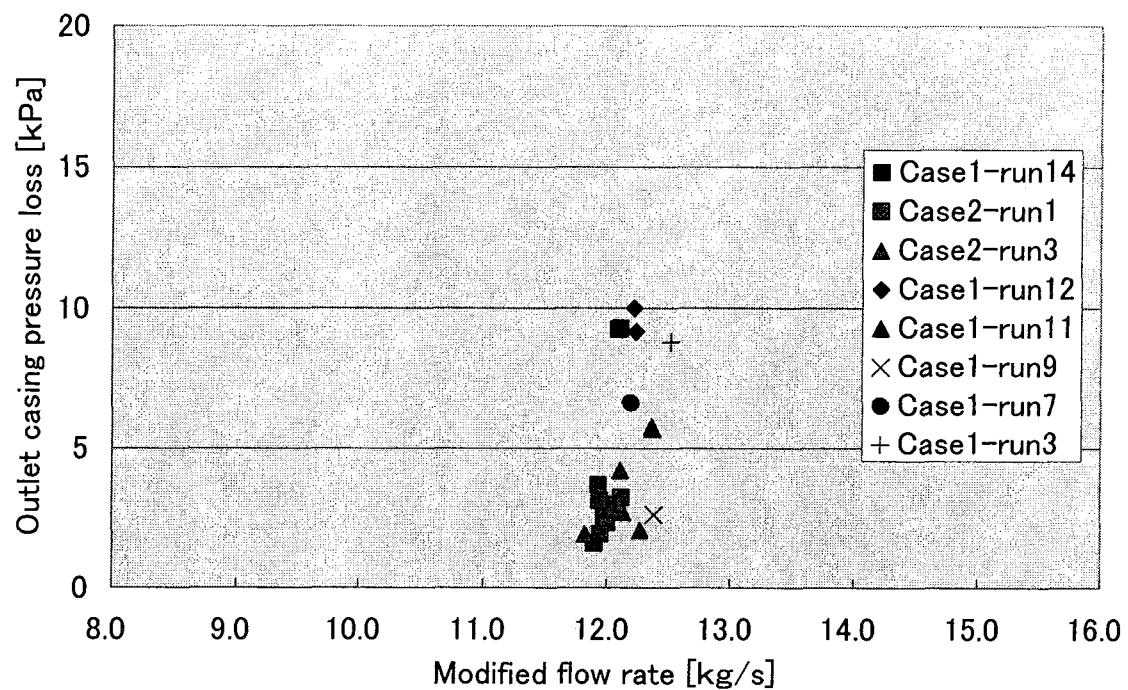


Fig. A-7 Pressure loss of outlet casing

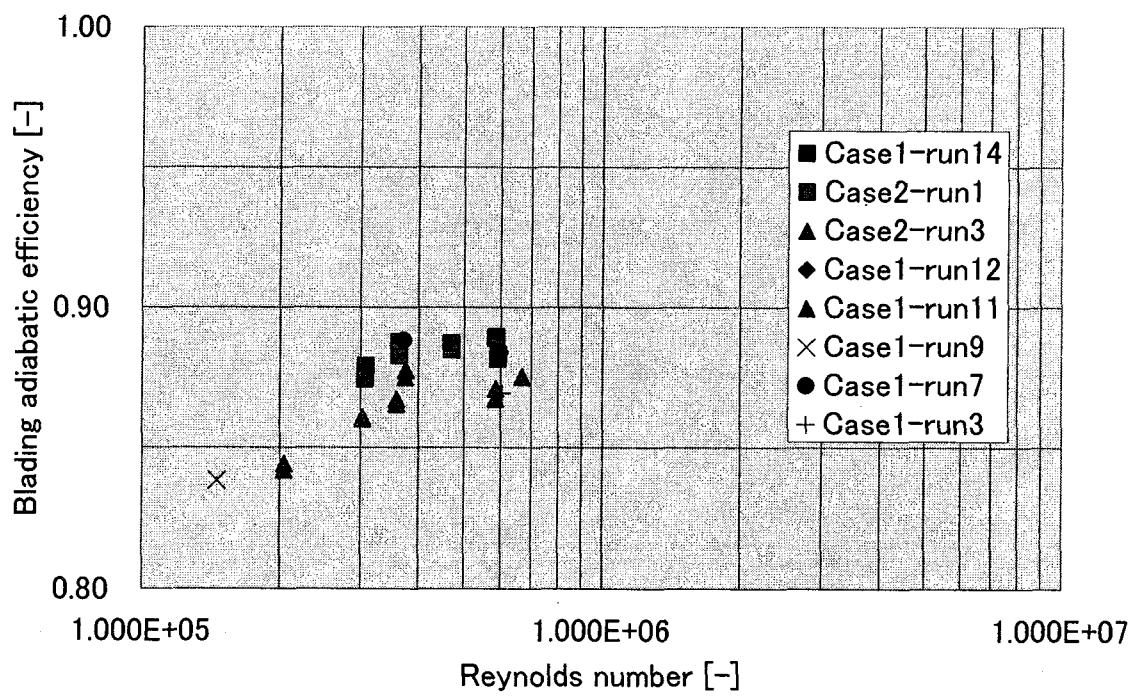


Fig. A-8 Reynolds correlation of blading efficiency

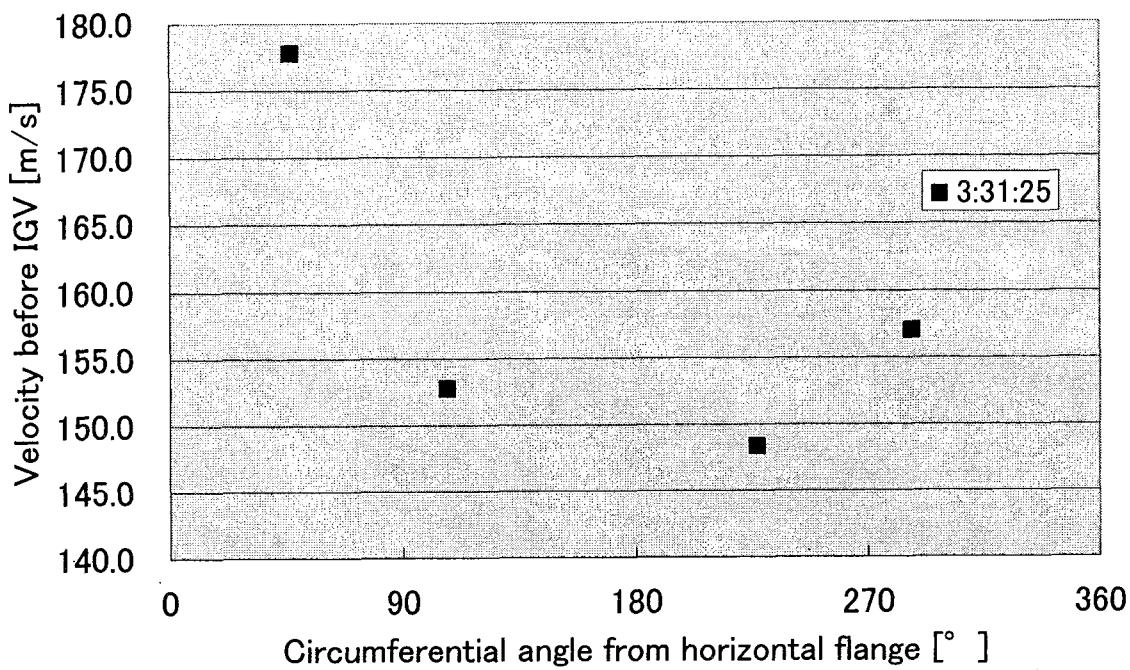


Fig. A-9 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

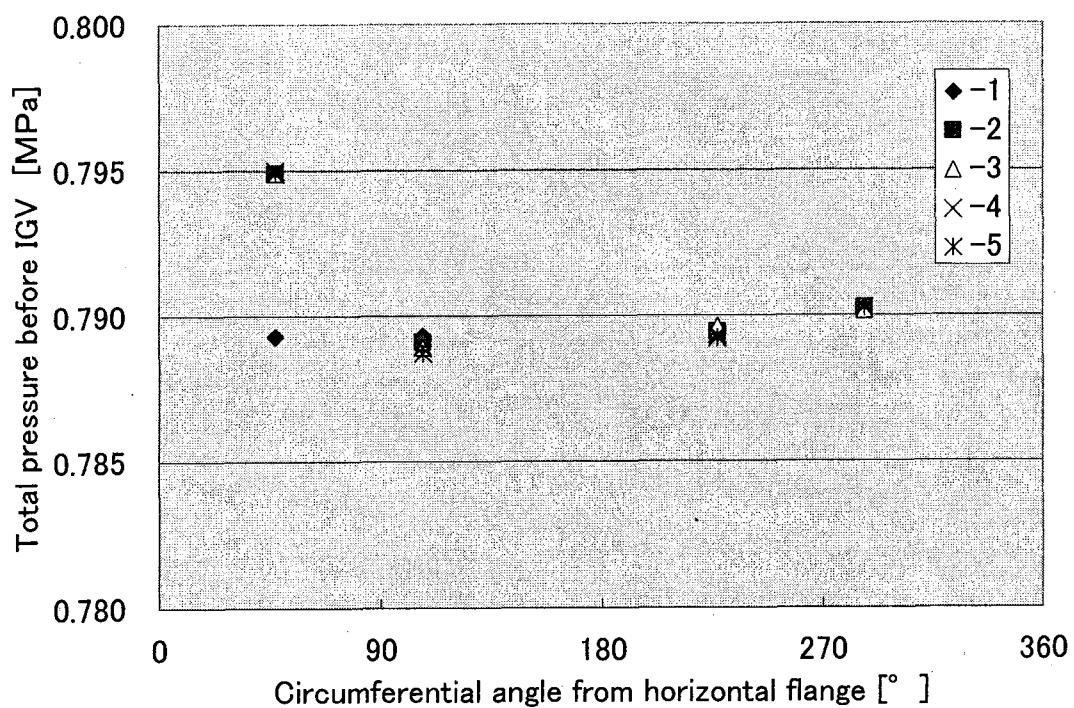


Fig. A-10 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

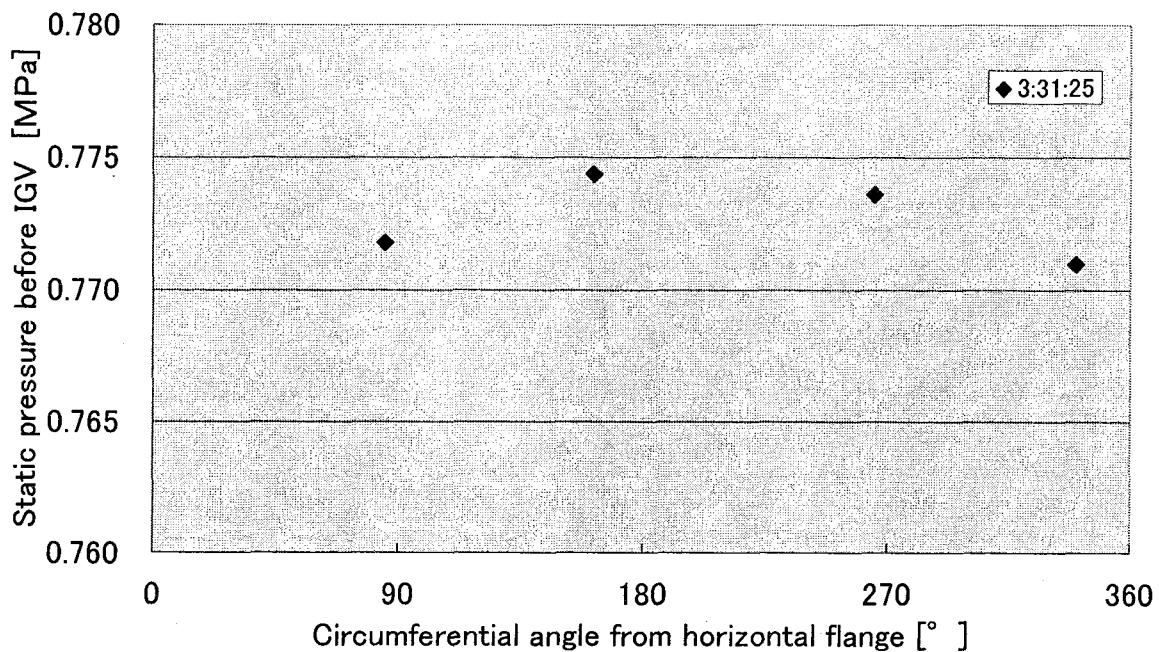


Fig. A-11 Static pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

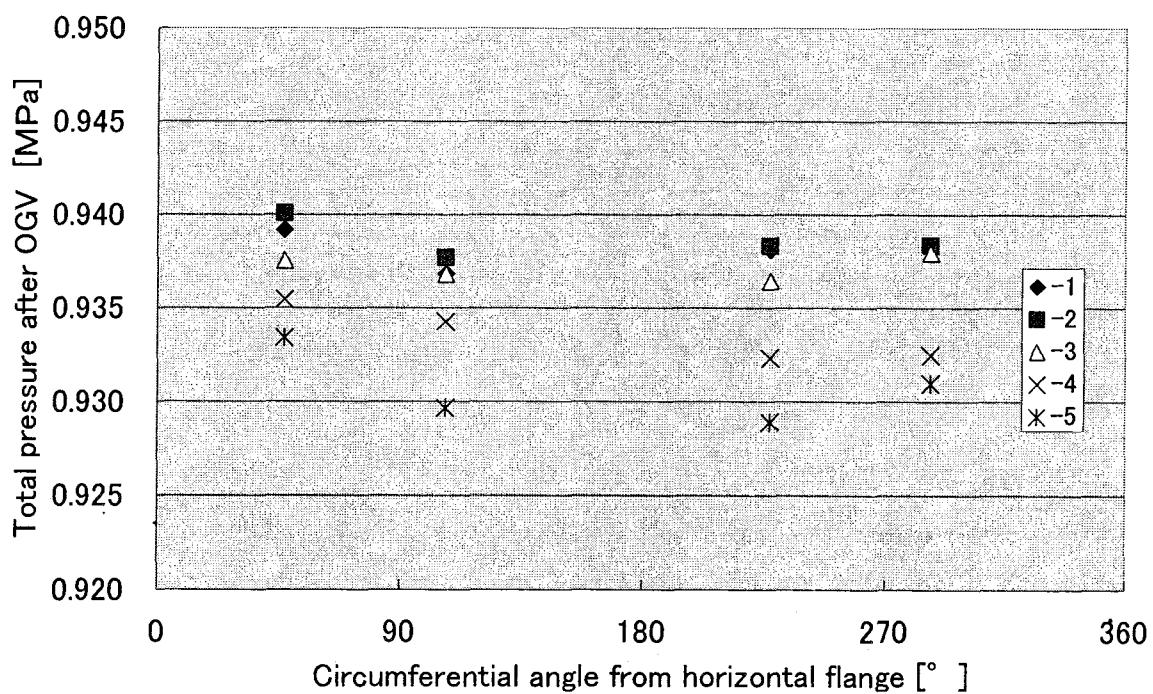


Fig. A-12 Total pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

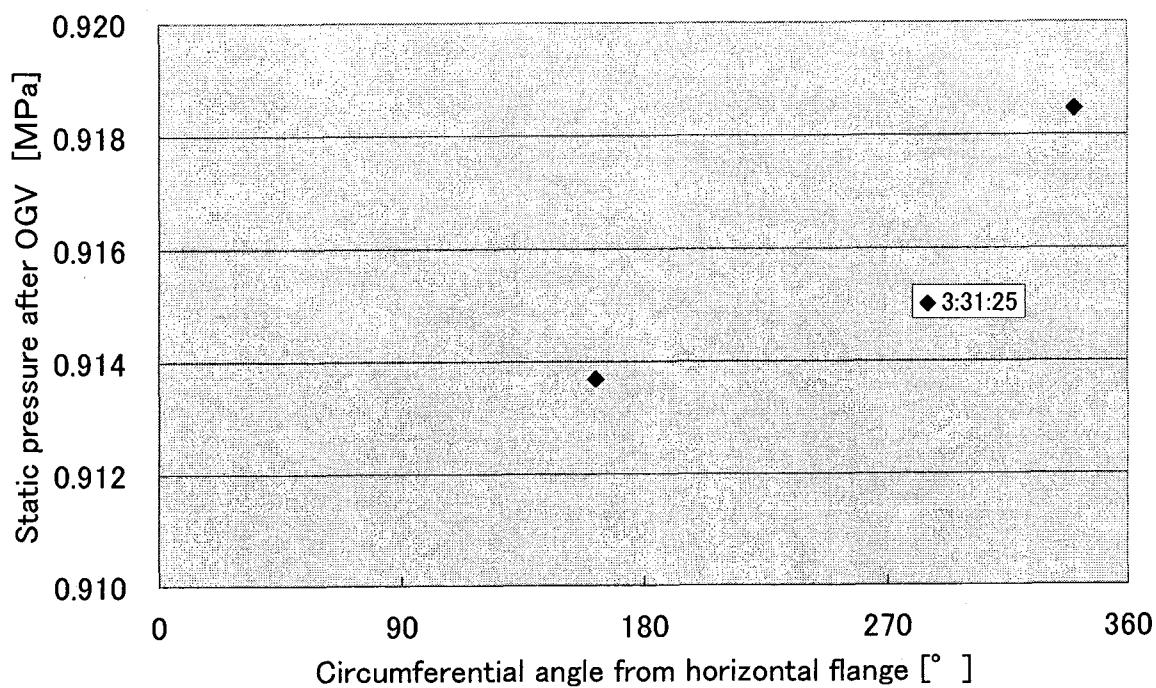
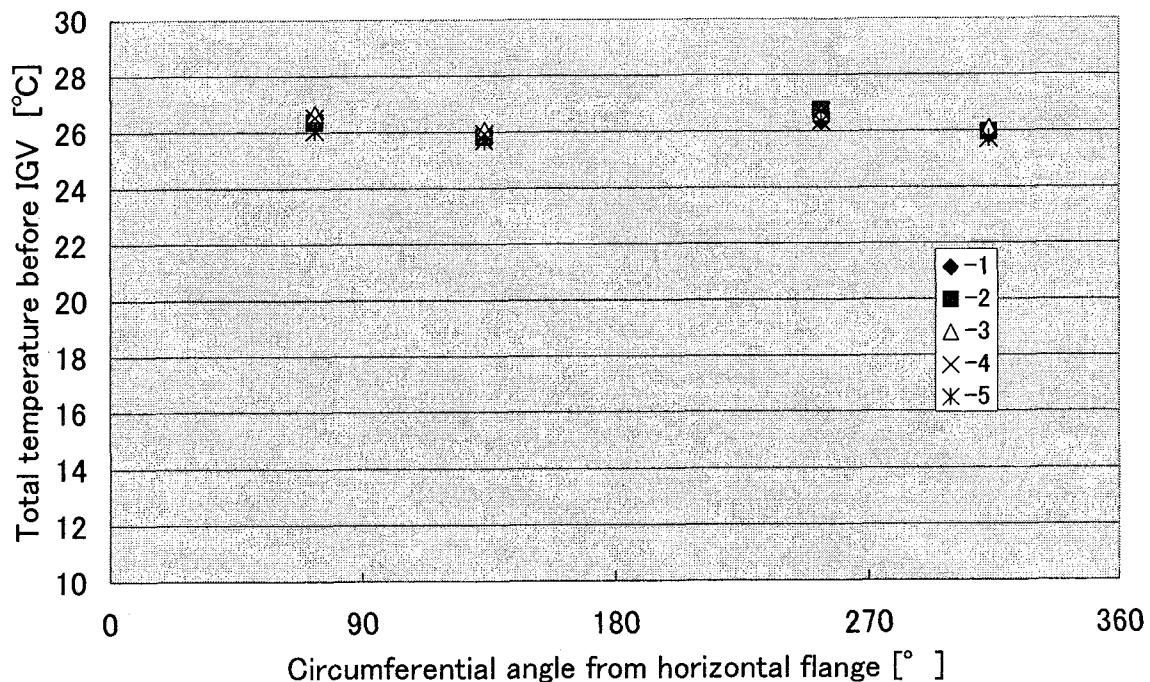


Fig. A-13 Static pressure distribution after OGV



(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

Fig. A-14 Total temperature distribution before IGV

(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

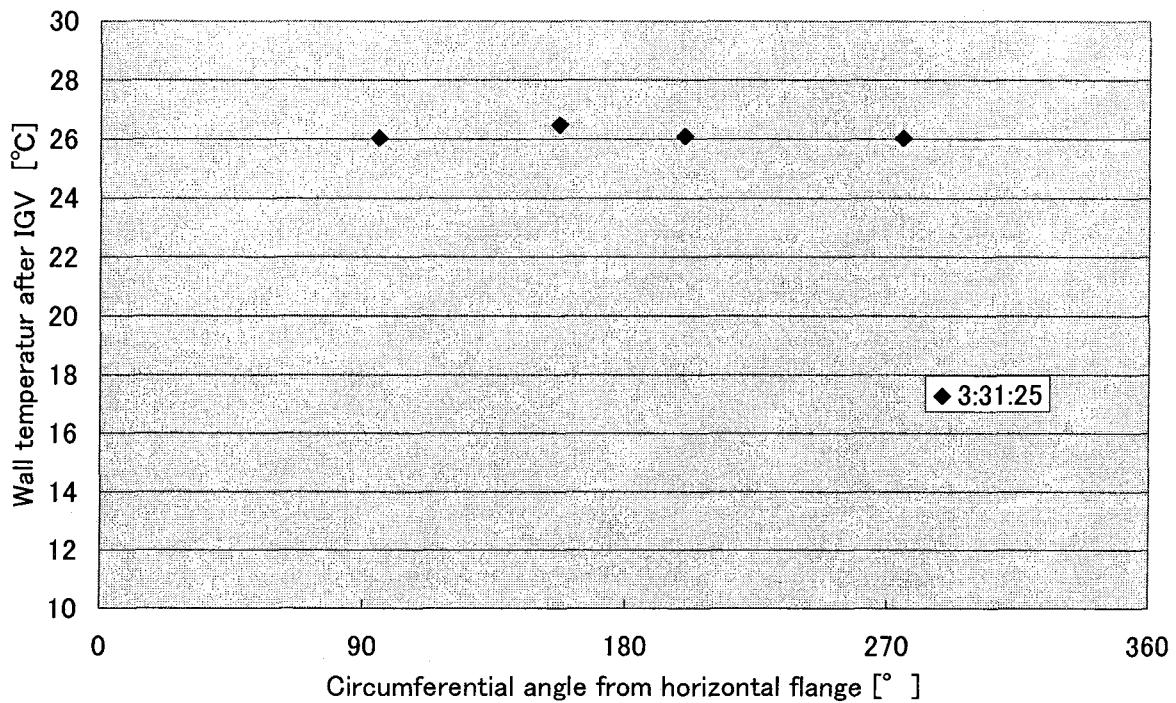


Fig. A-15 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

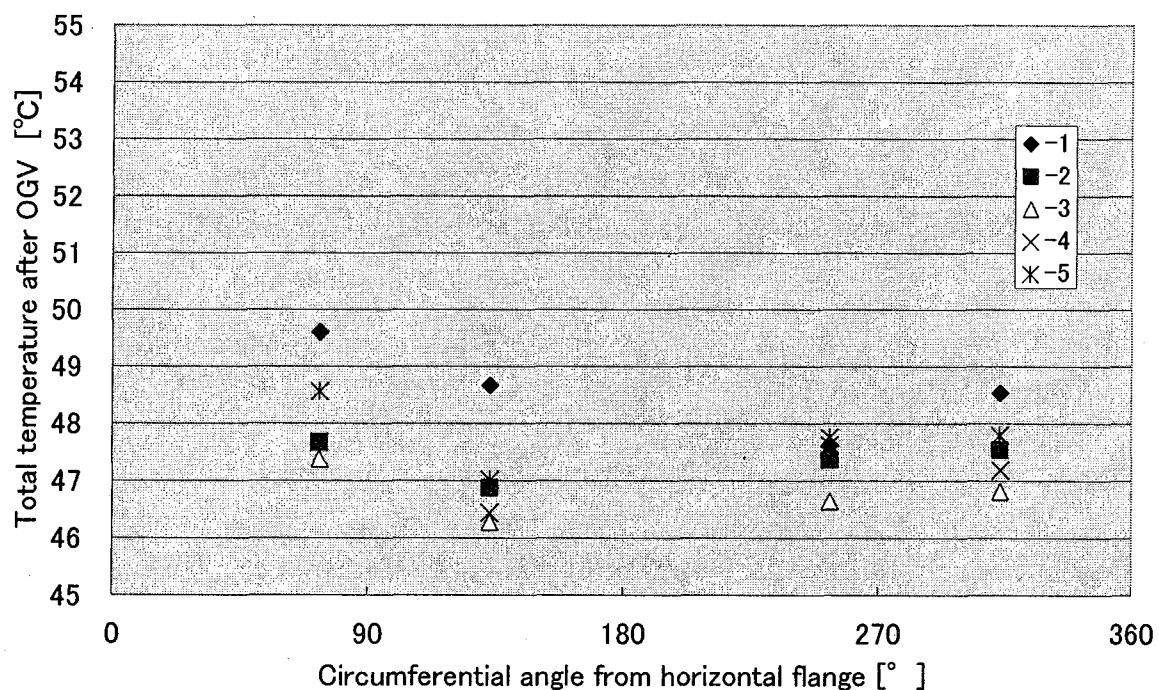


Fig. A-16 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

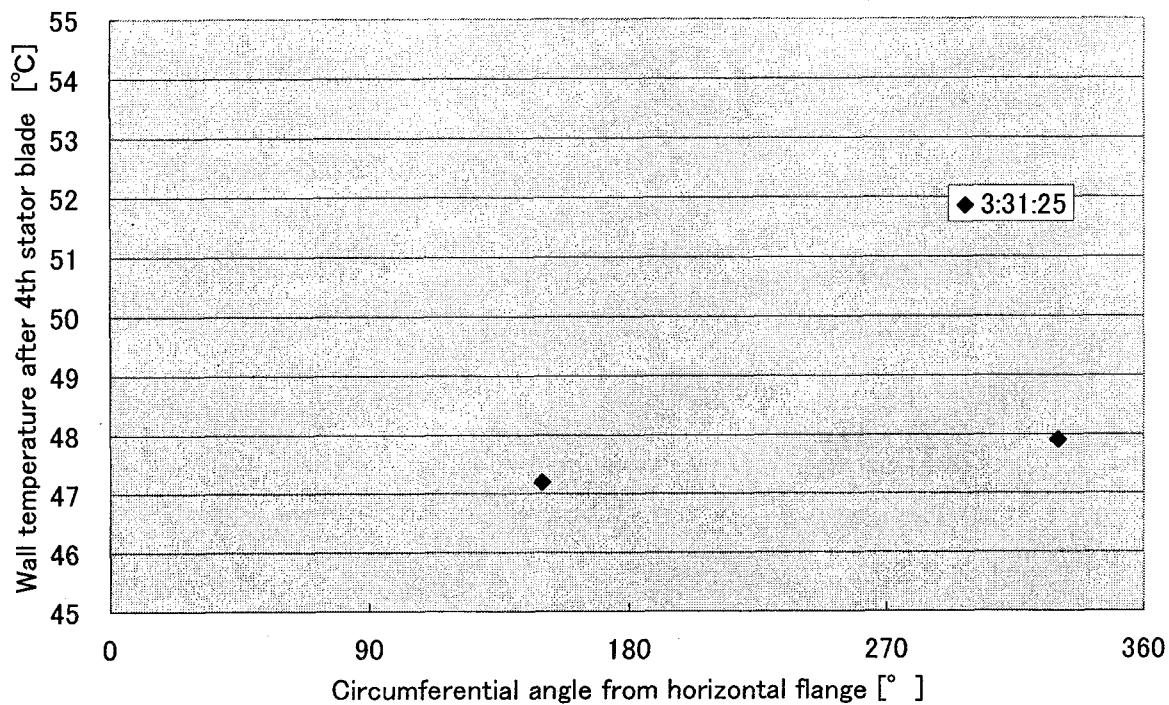


Fig. A-17 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

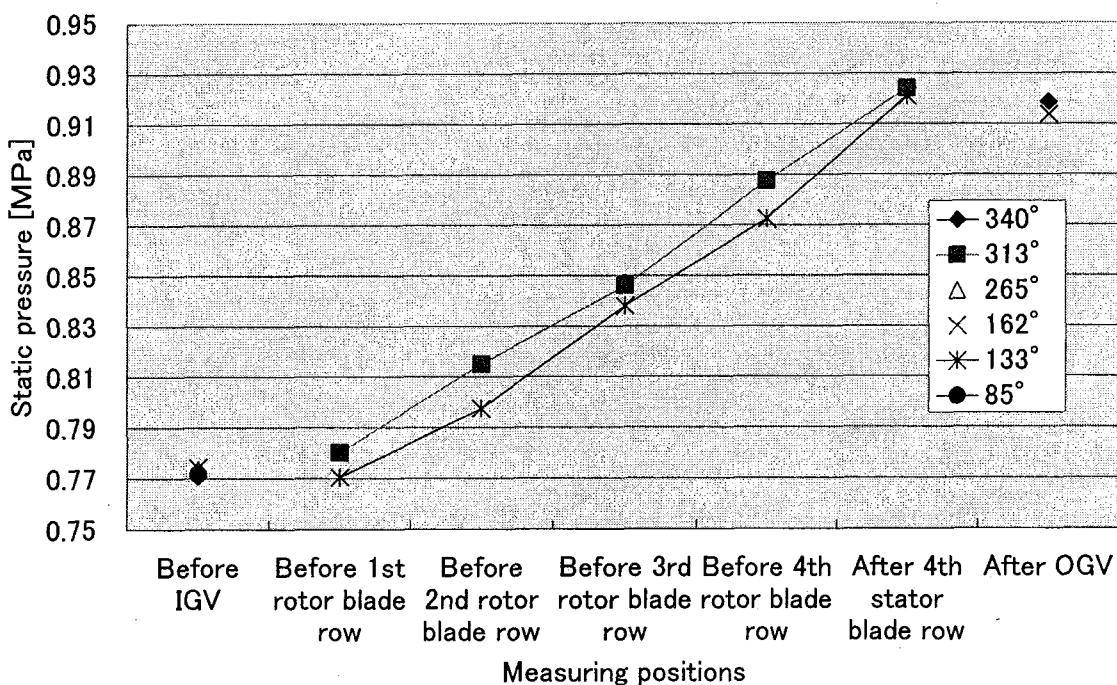


Fig. A-18 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25))

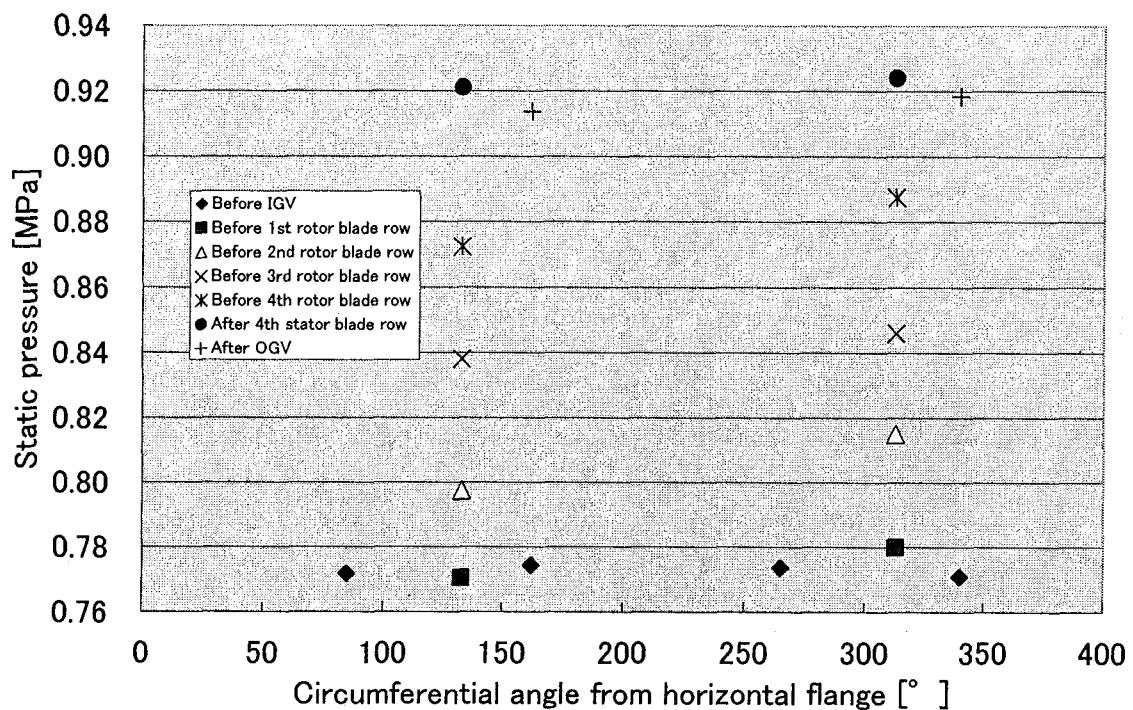


Fig. A-19 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

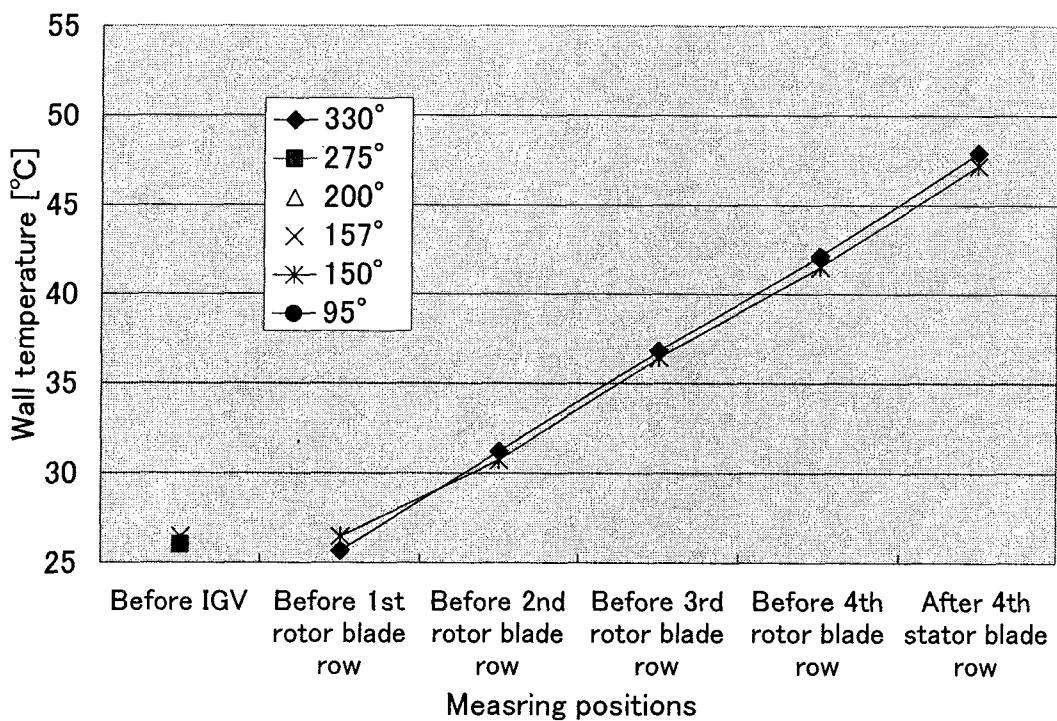


Fig. A-20 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

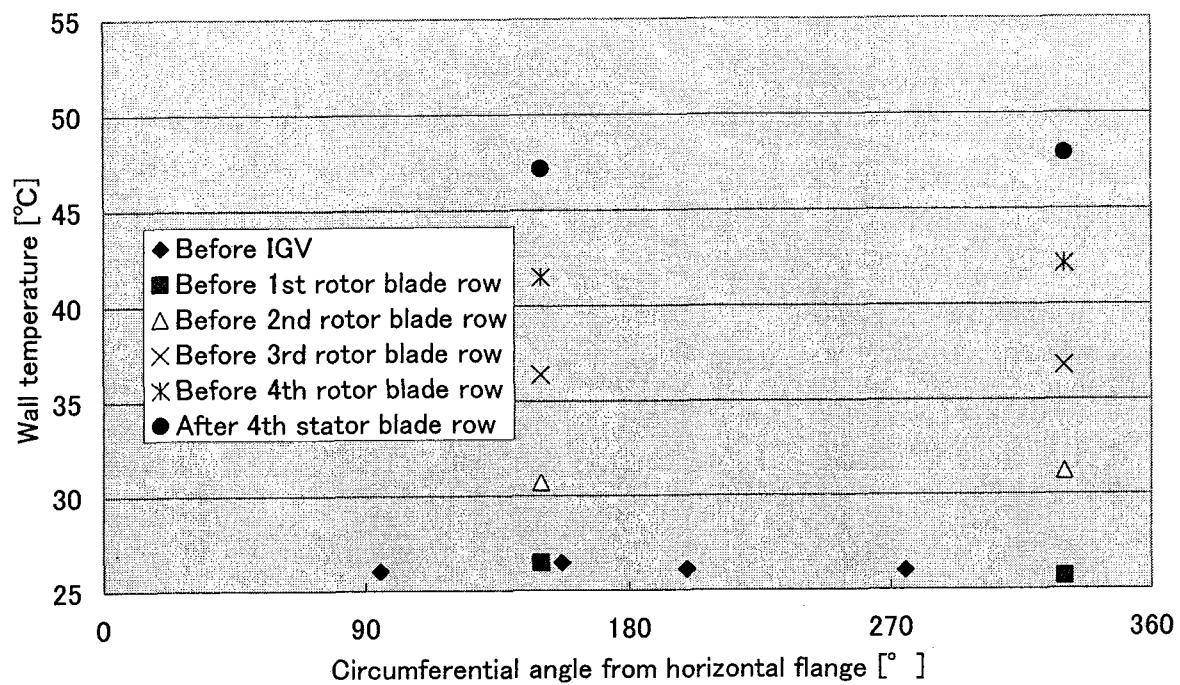


Fig. A-21 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN3 2/24/2004 3:31:25)

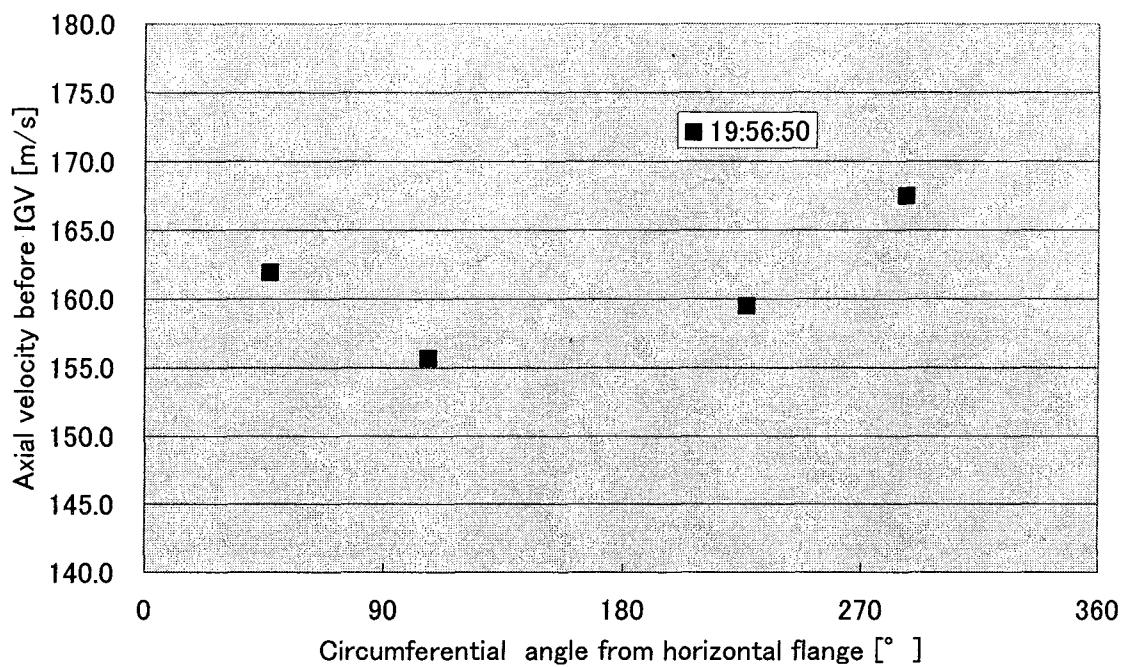


Fig. A-22 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

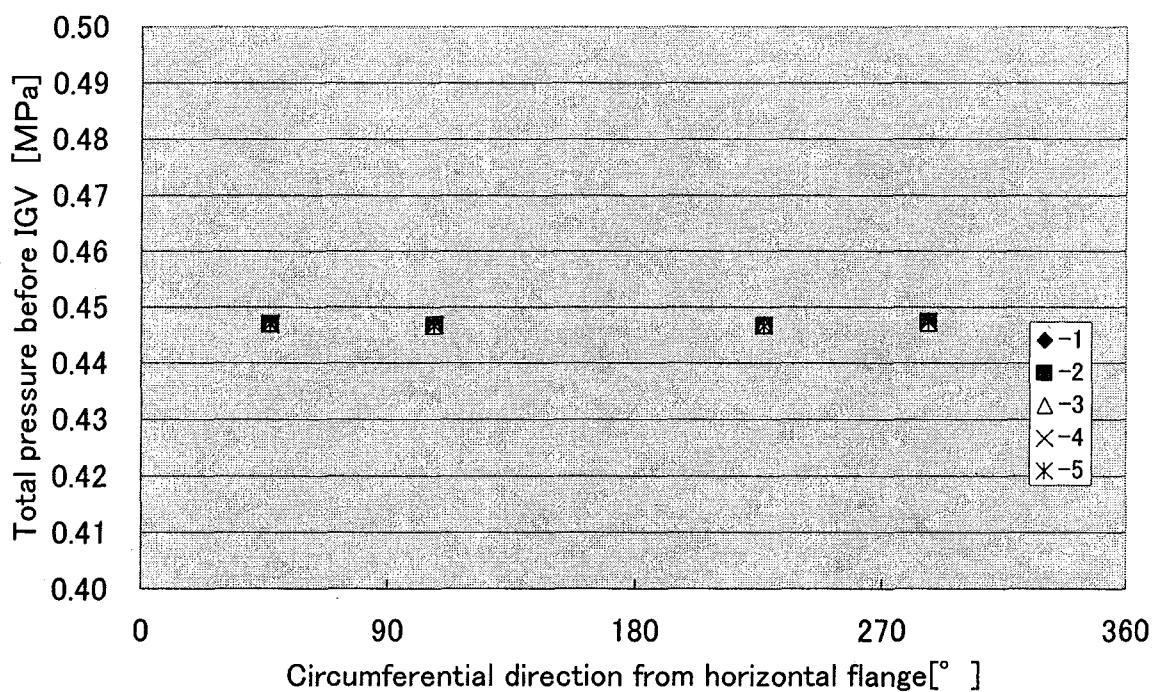


Fig. A-23 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

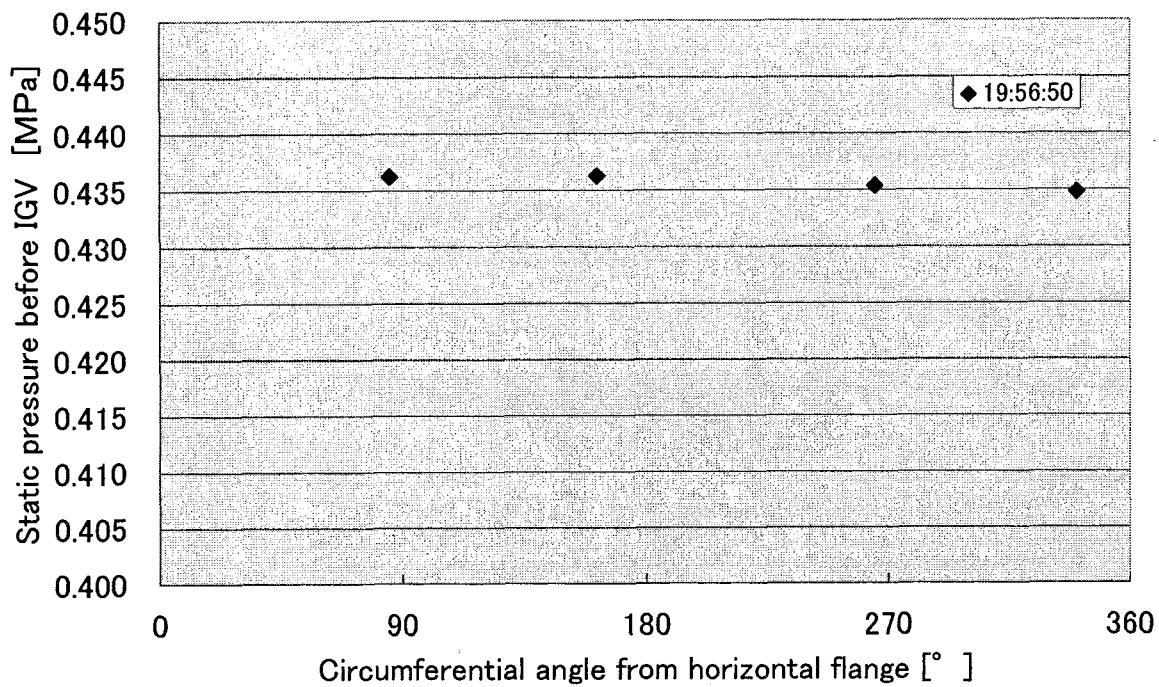


Fig. A-24 Static pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

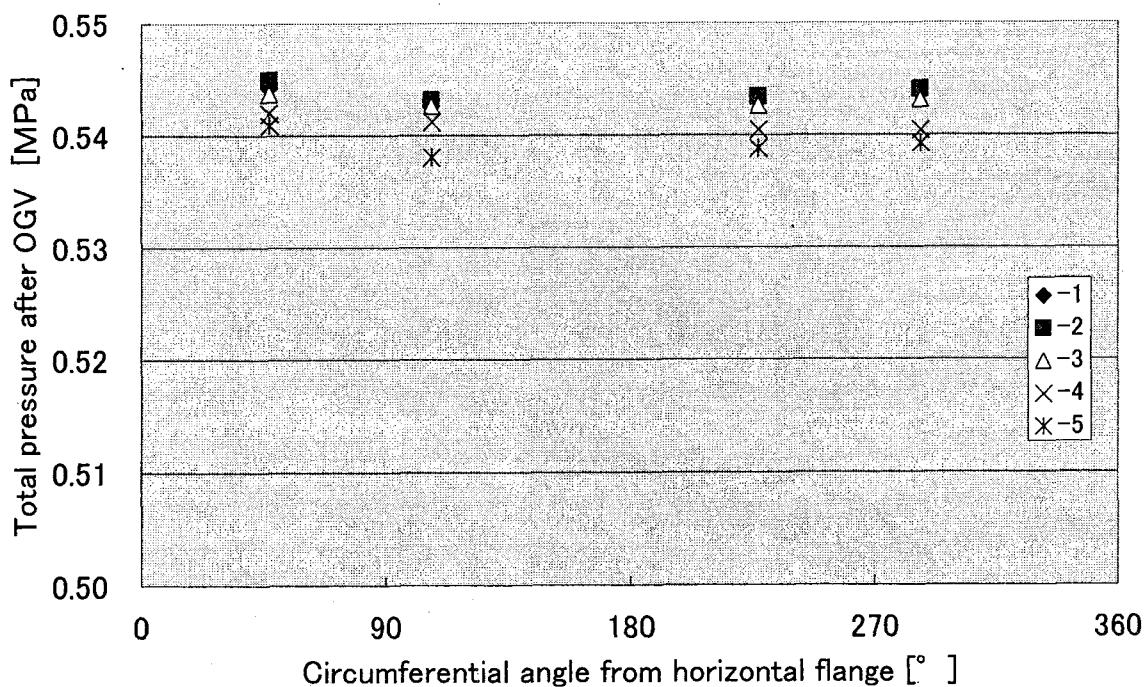


Fig. A-25 Total pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

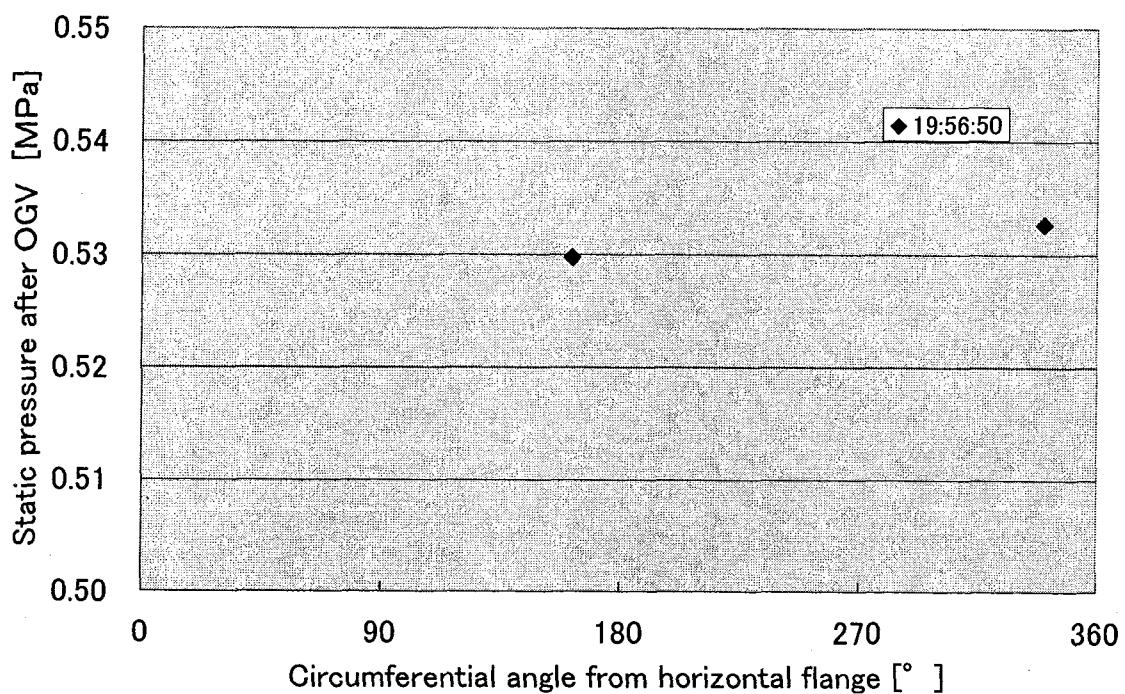


Fig. A-26 Static pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

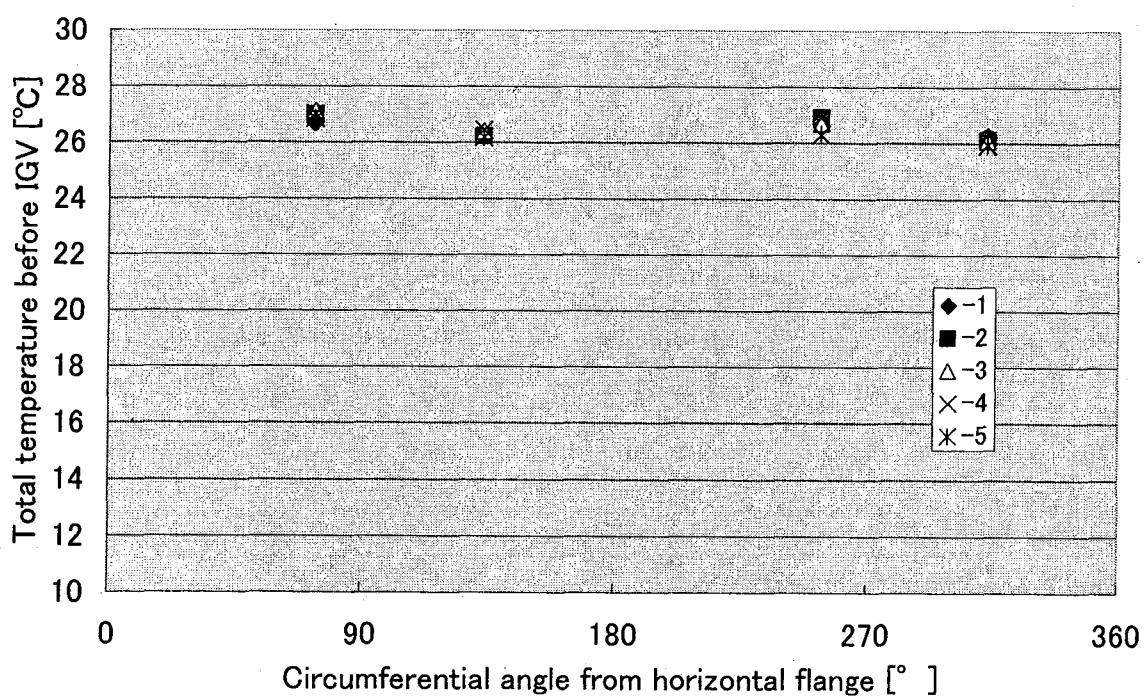


Fig. A-27 Total temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

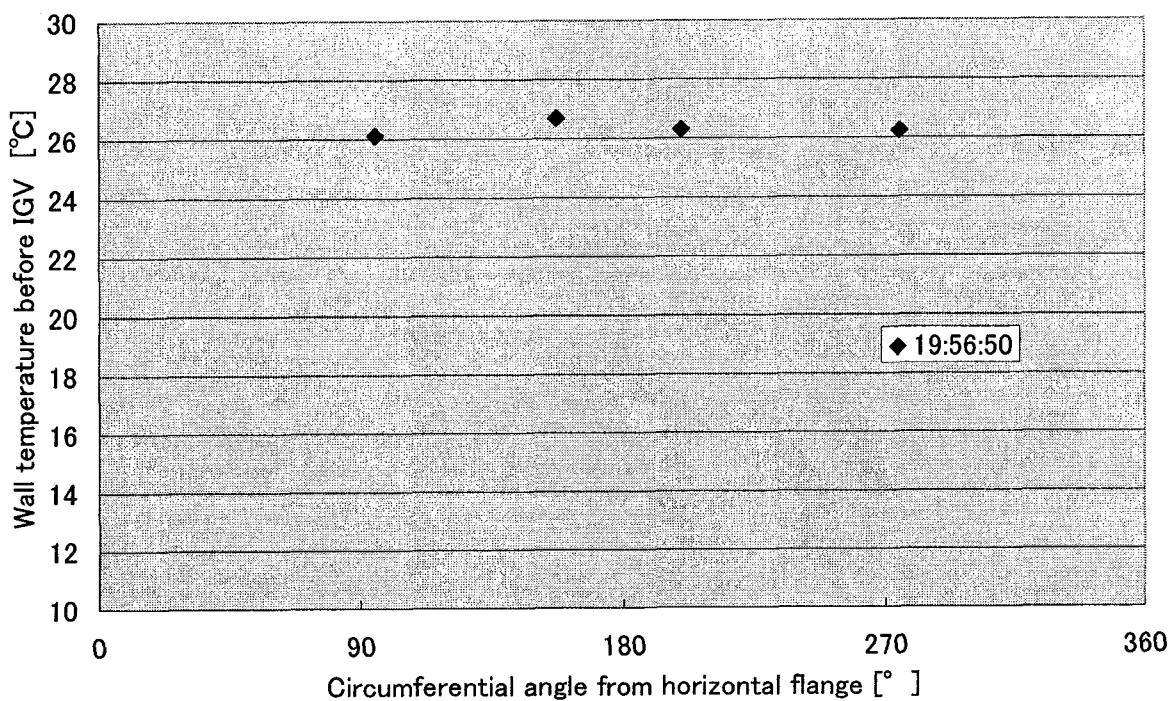


Fig. A-28 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

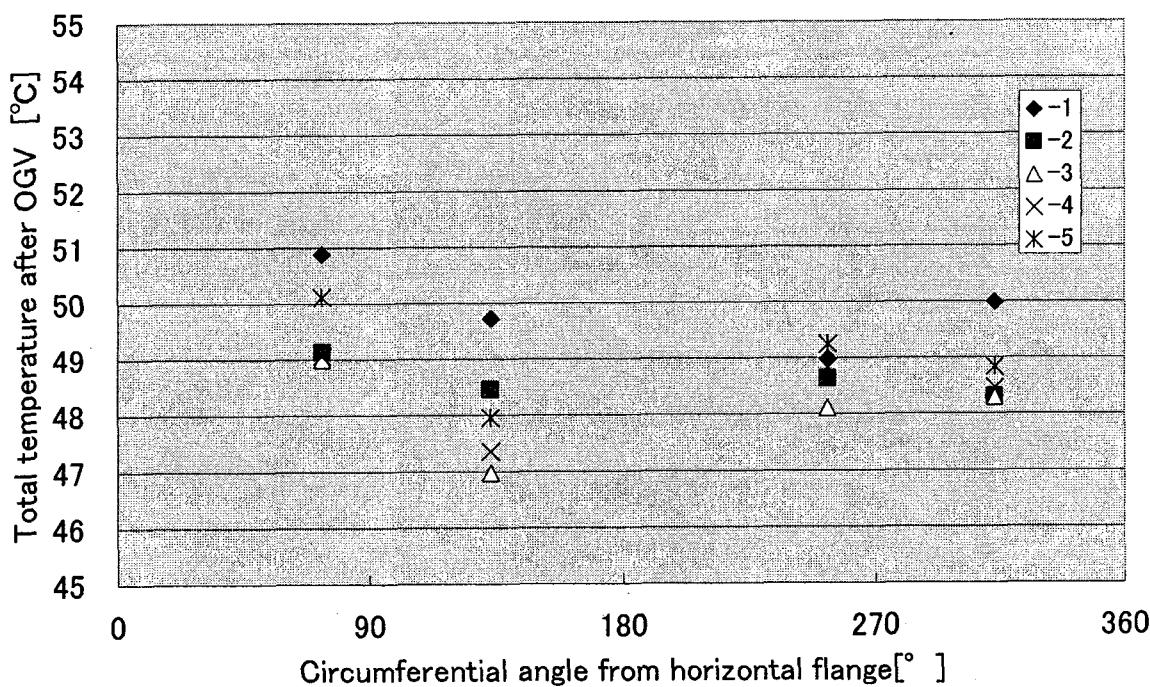


Fig. A-29 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

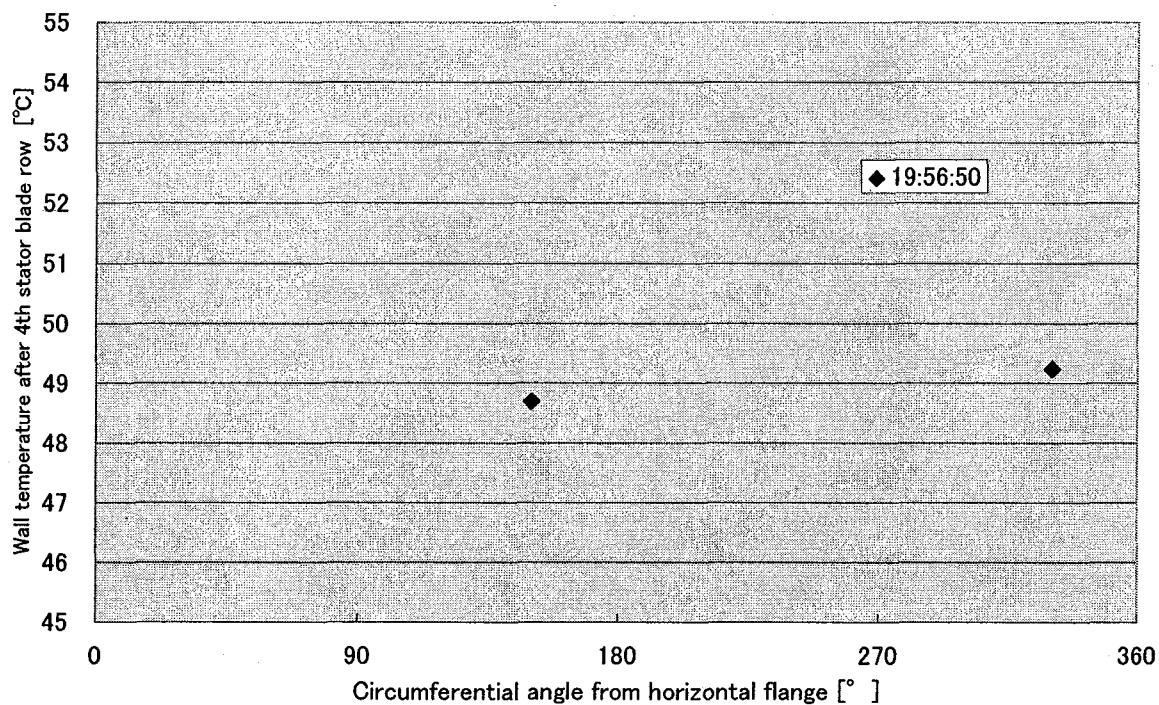


Fig. A-30 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

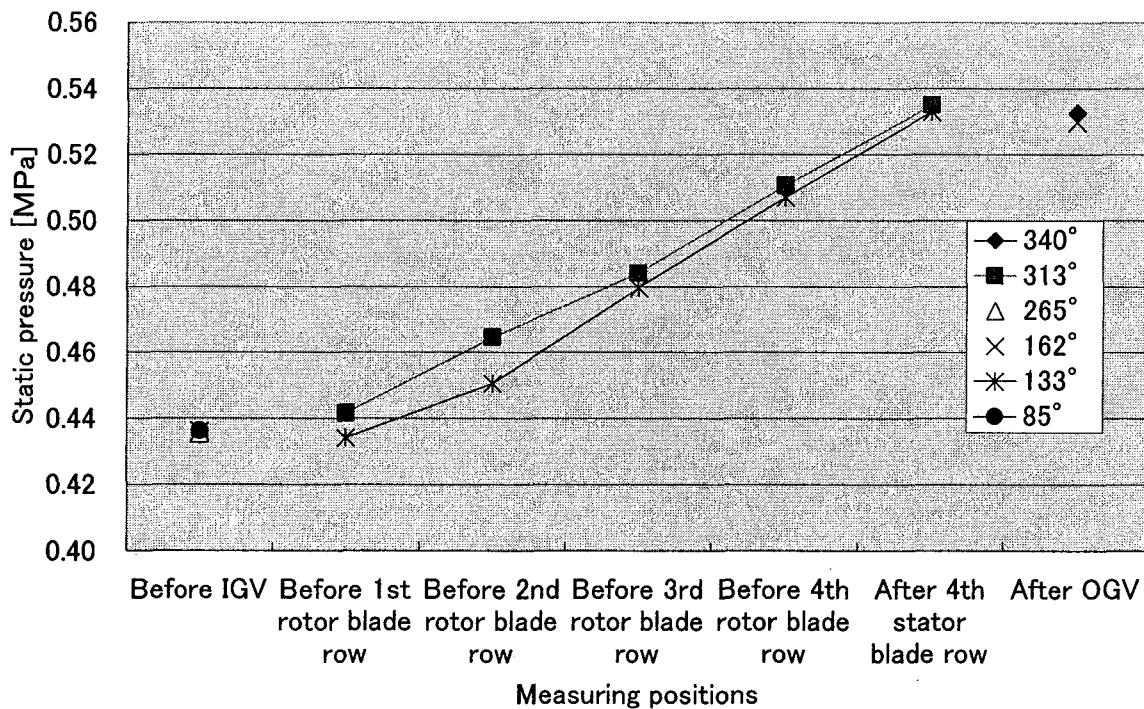


Fig. A-31 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

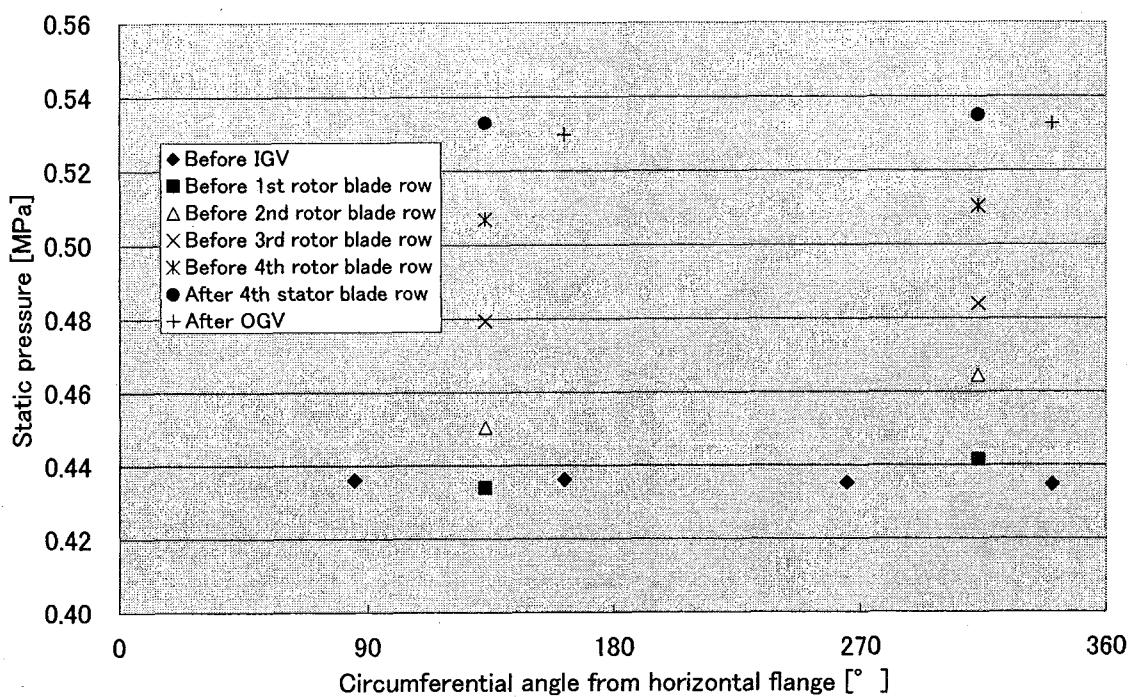


Fig. A-32 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

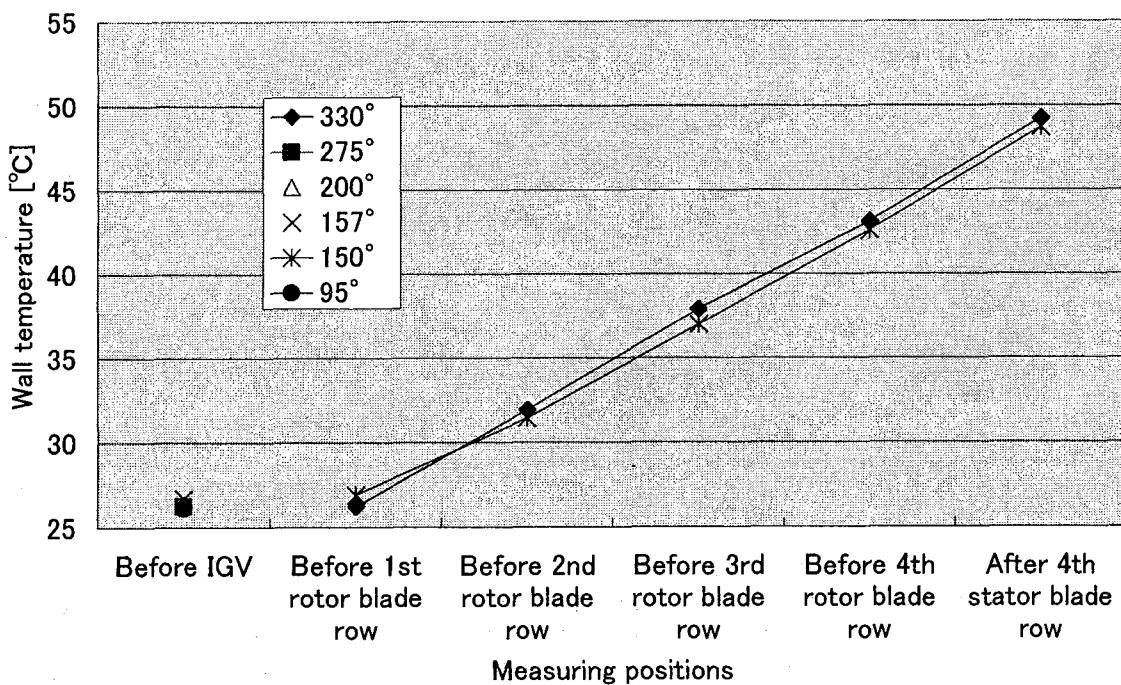


Fig. A-33 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

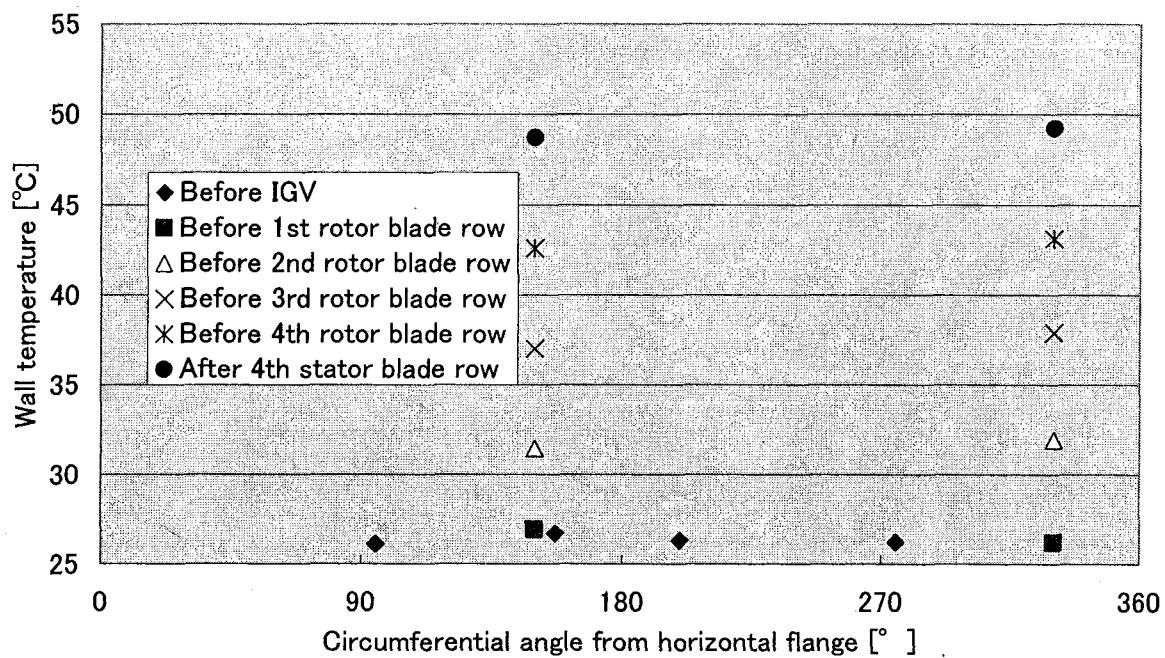


Fig. A-34 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN7 2/25/2004 19:56:50)

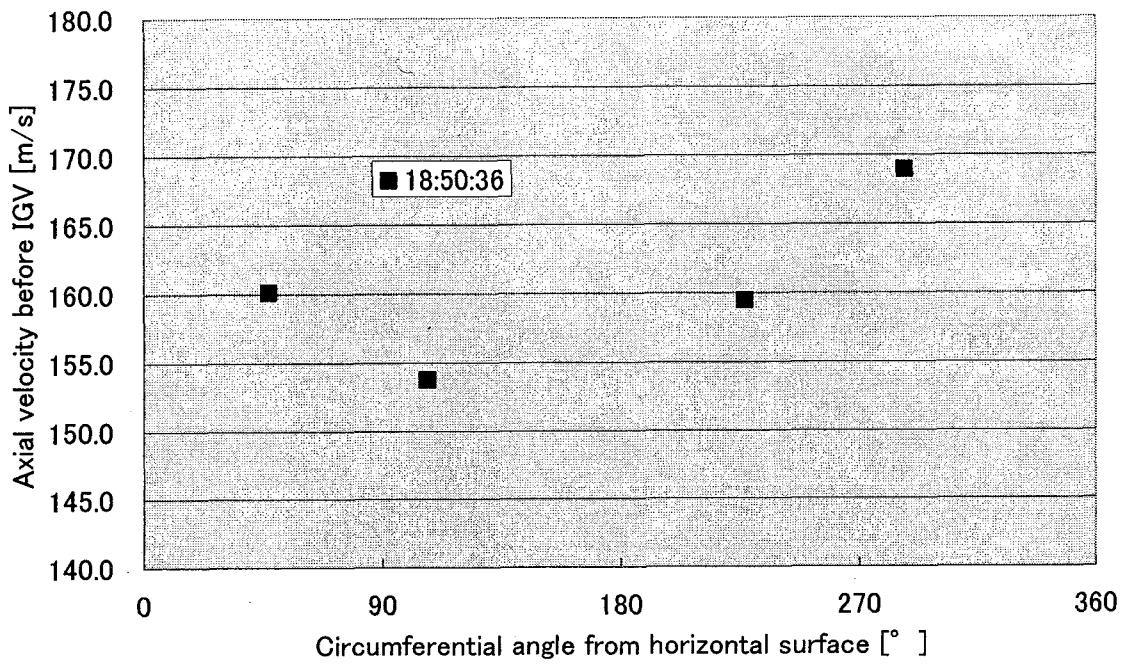


Fig. A-35 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

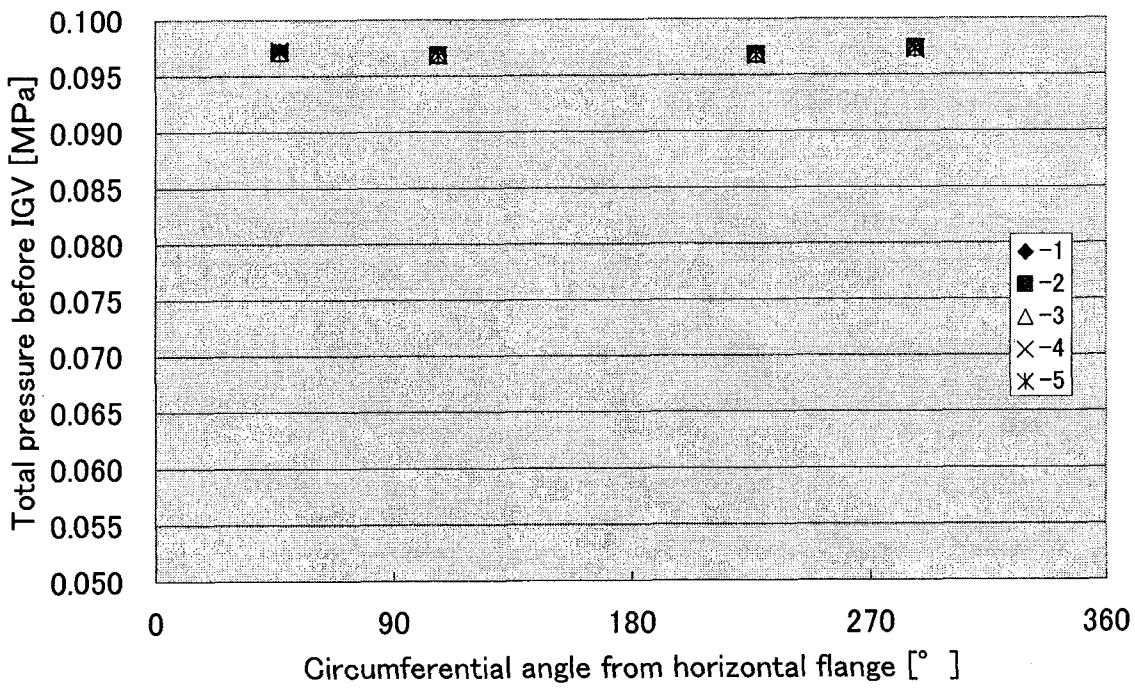


Fig. A-36 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

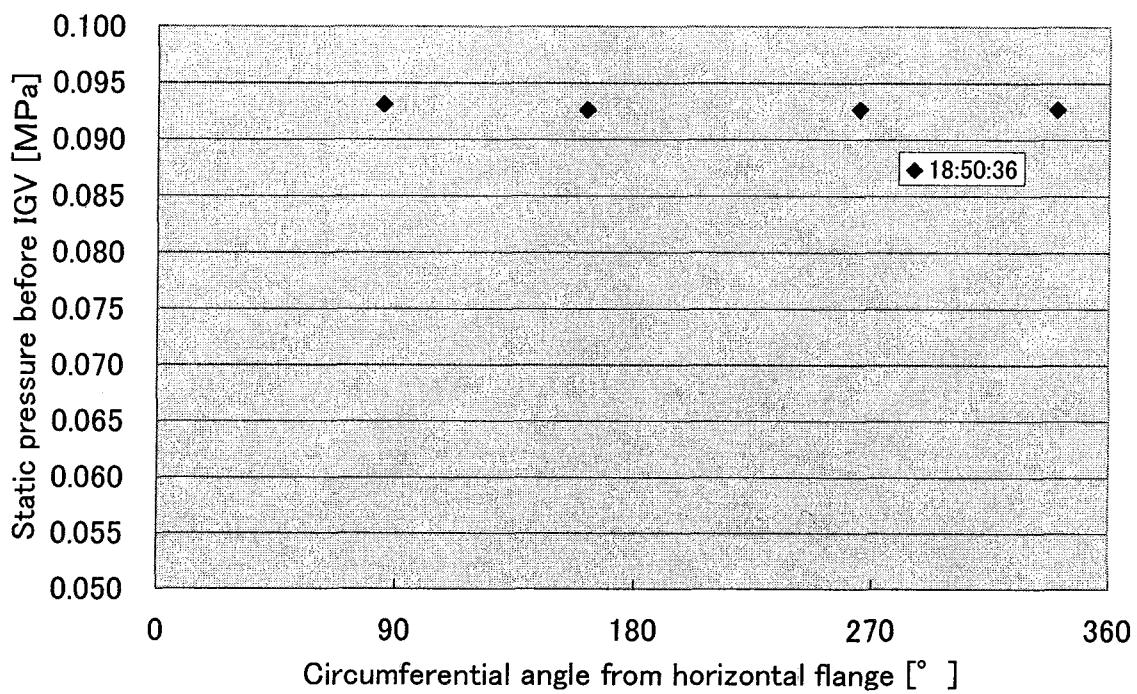


Fig. A-37 Static pressure distribution before IGV

(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

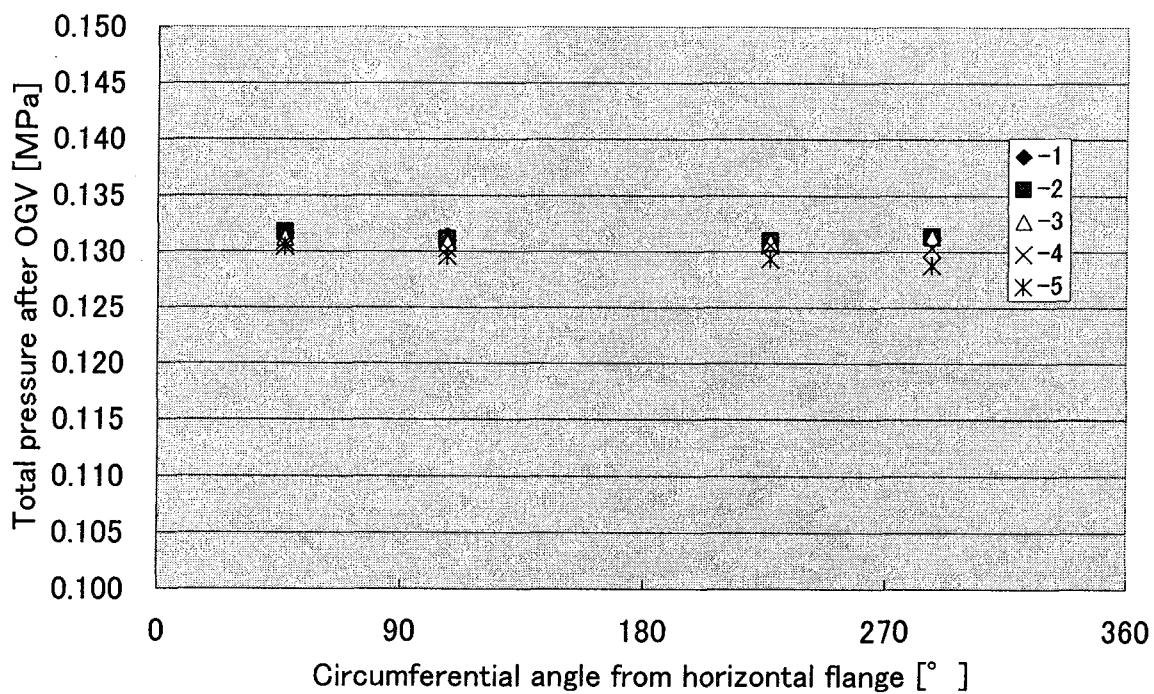


Fig. A-38 Total pressure distribution after OGV

(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

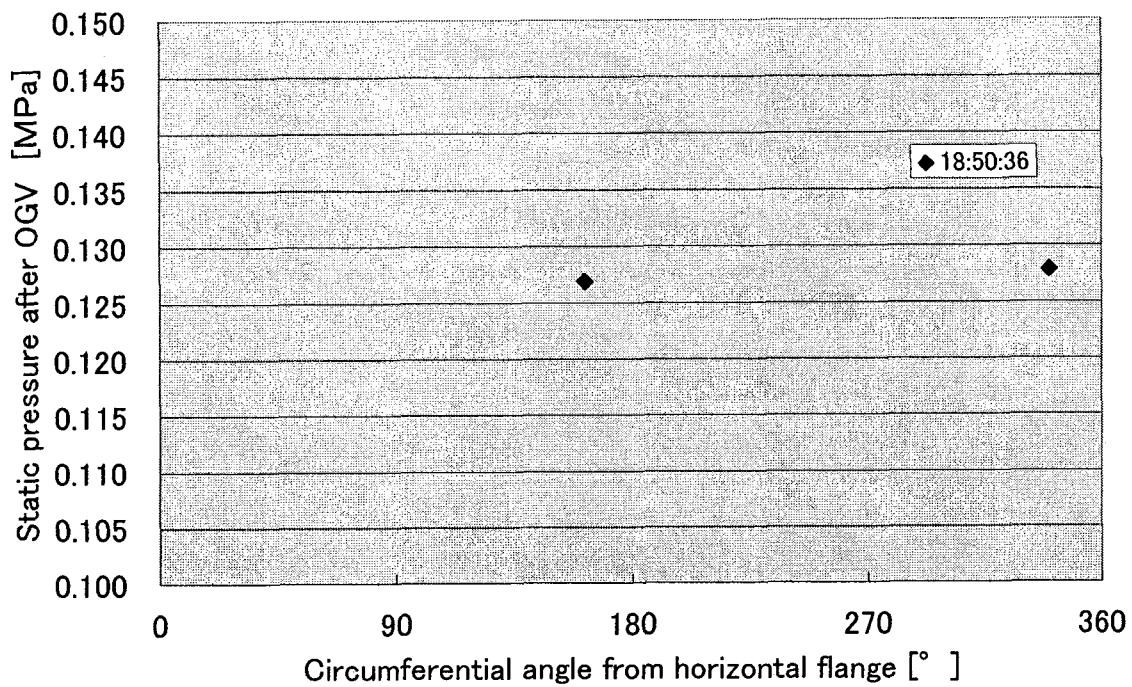


Fig. A-39 Static pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

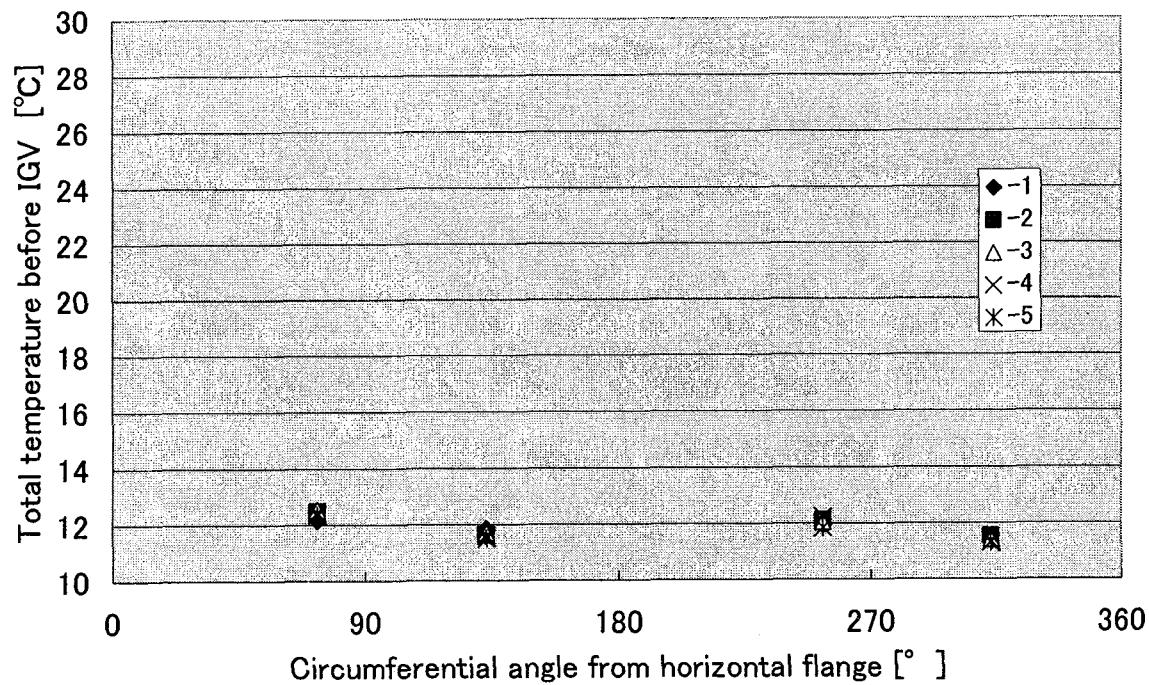


Fig. A-40 Total temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

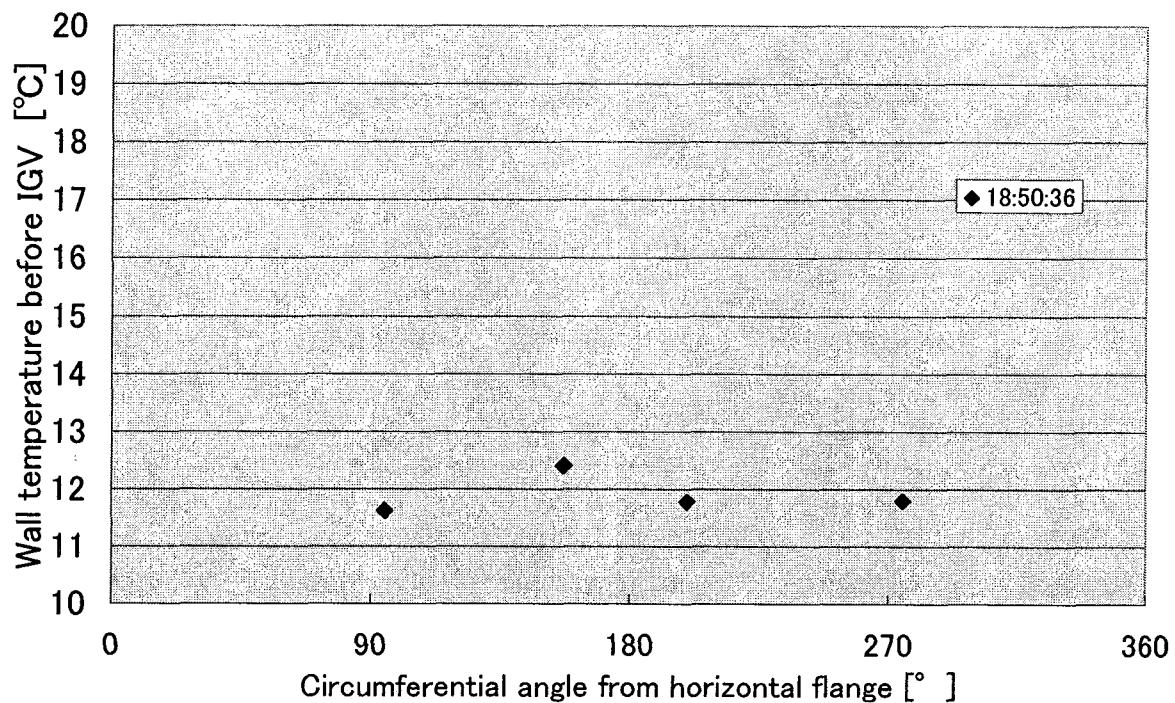


Fig. A-41 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

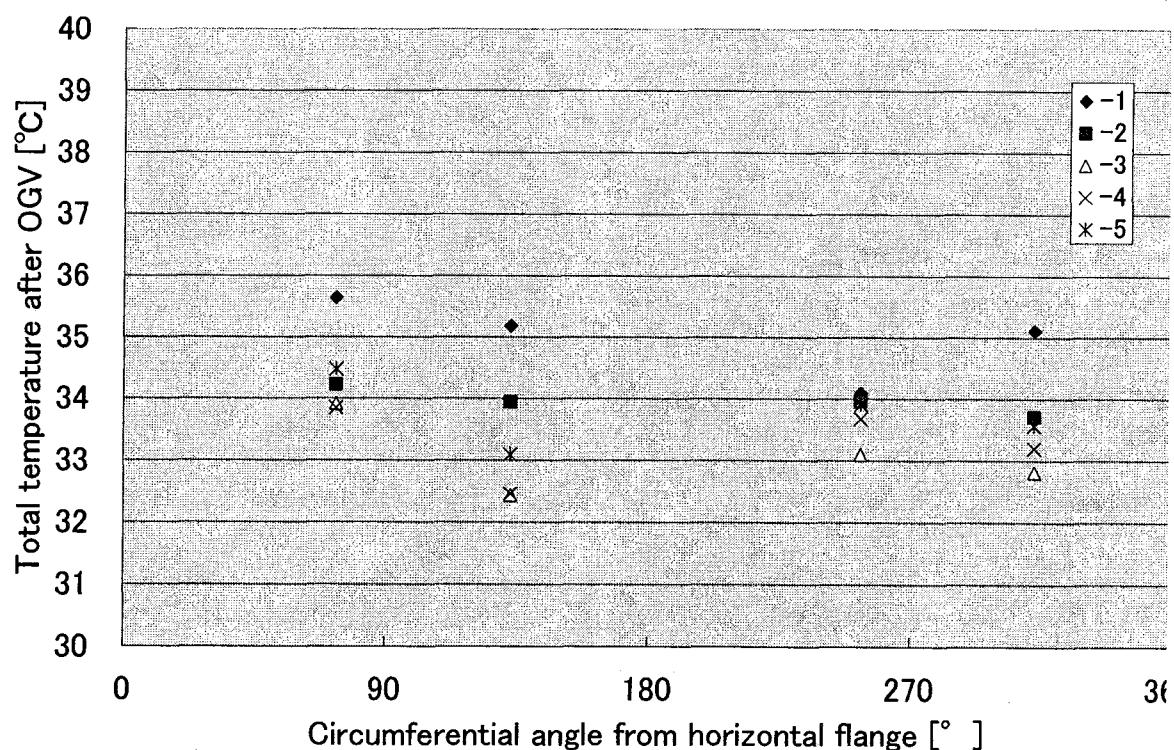


Fig. A-42 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

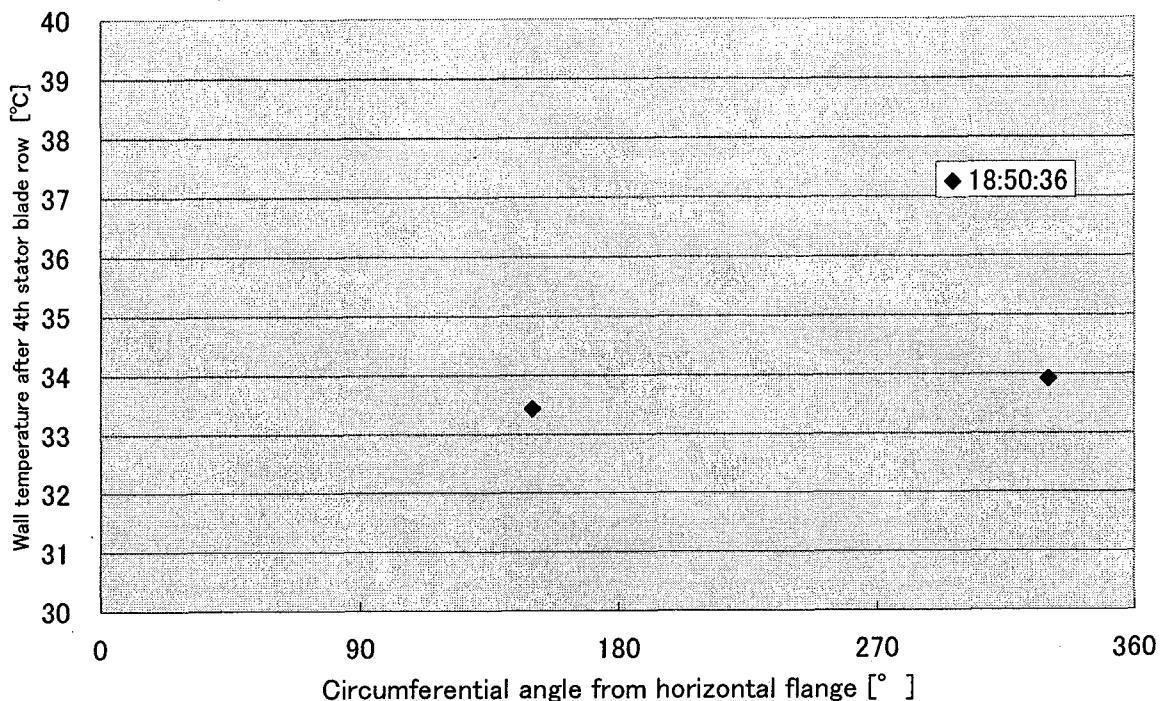


Fig. A-43 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

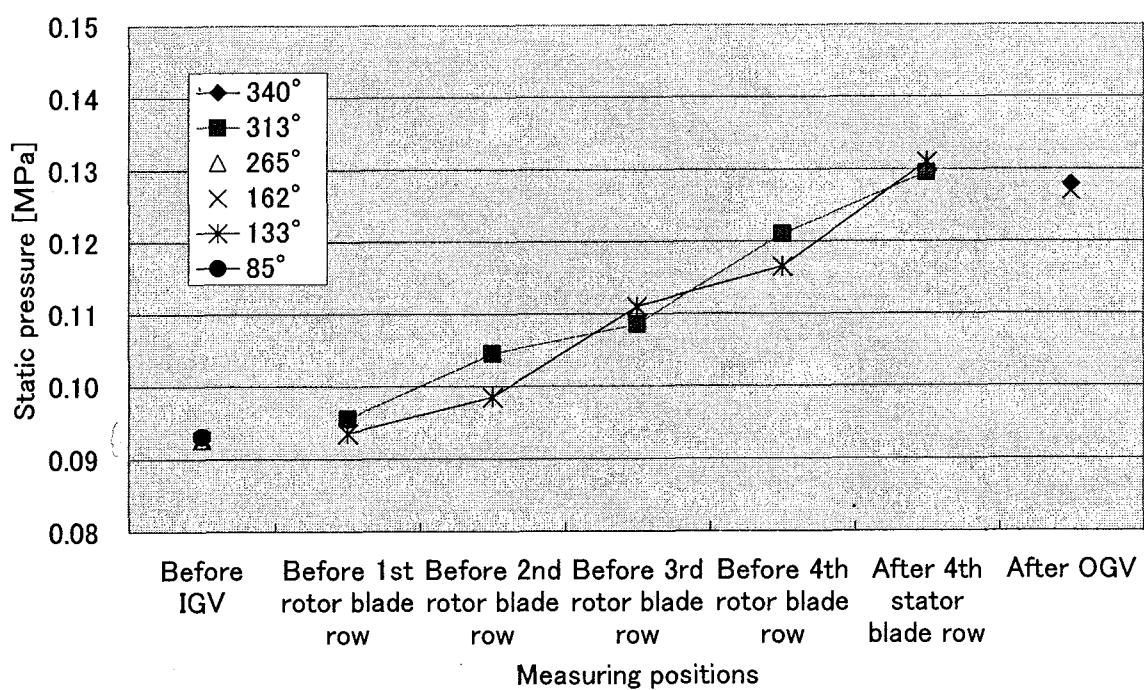


Fig. A-44 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

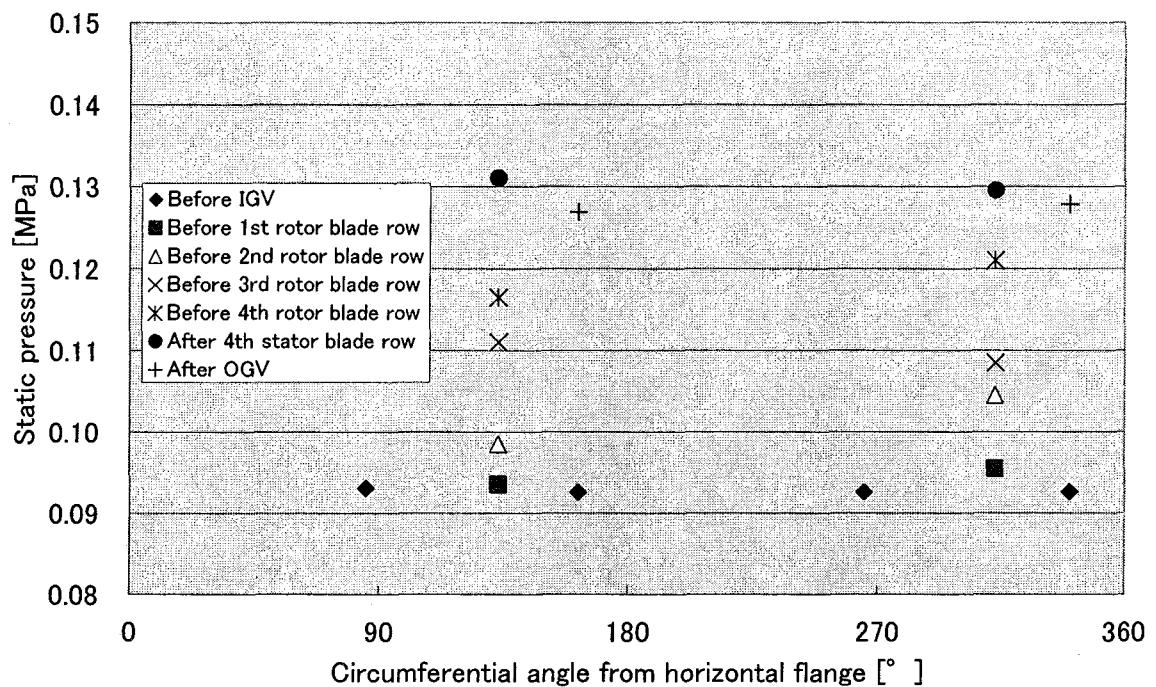


Fig. A-45 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

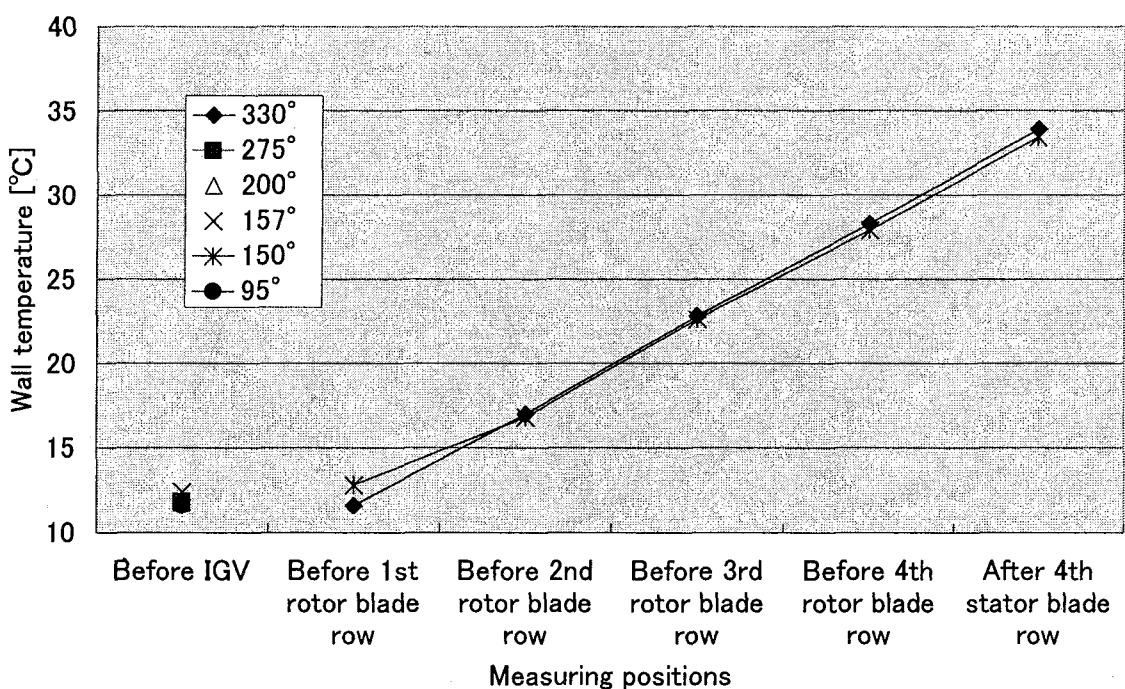


Fig. A-46 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

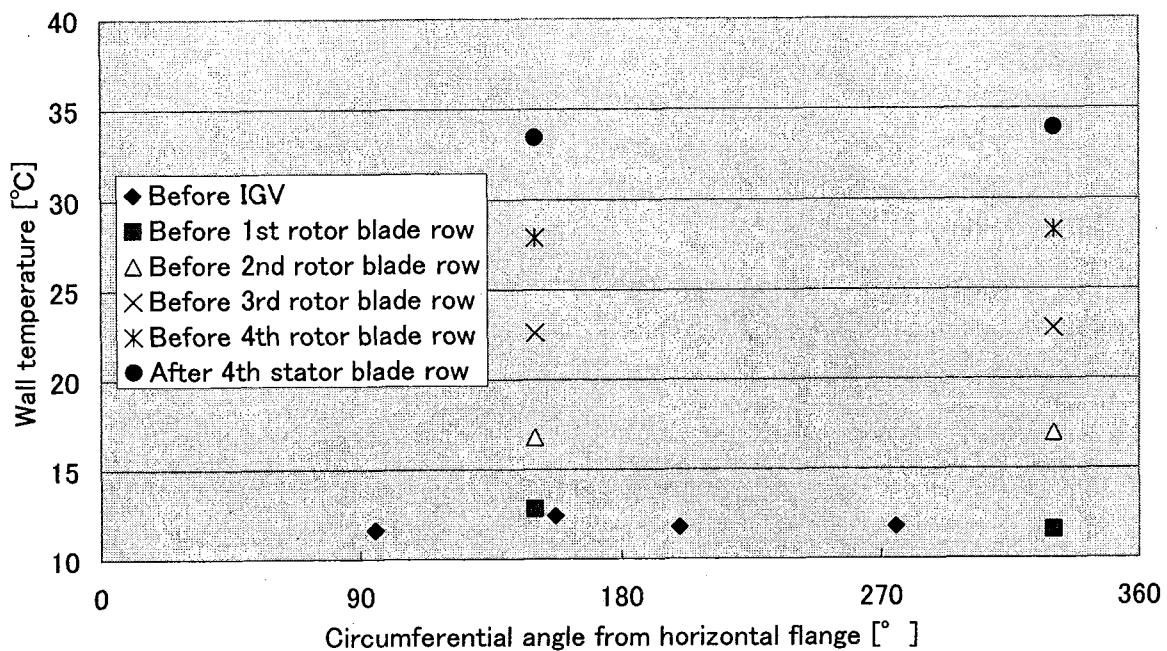


Fig. A-47 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN9 2/26/2004 18:50:36)

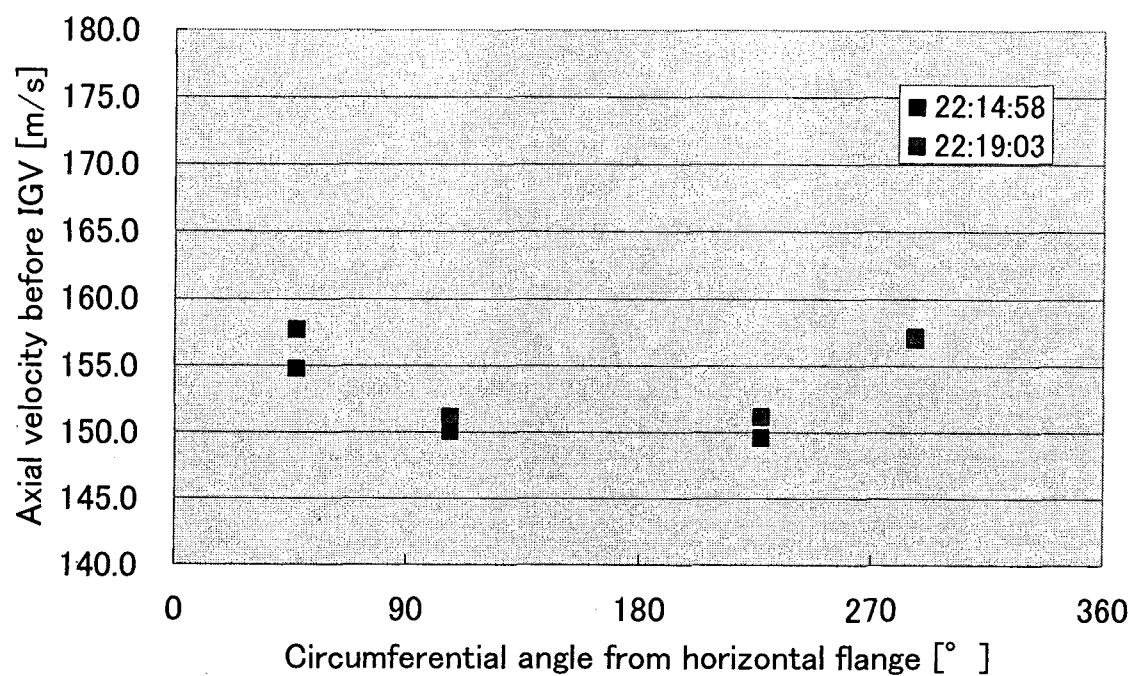


Fig. A-48 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

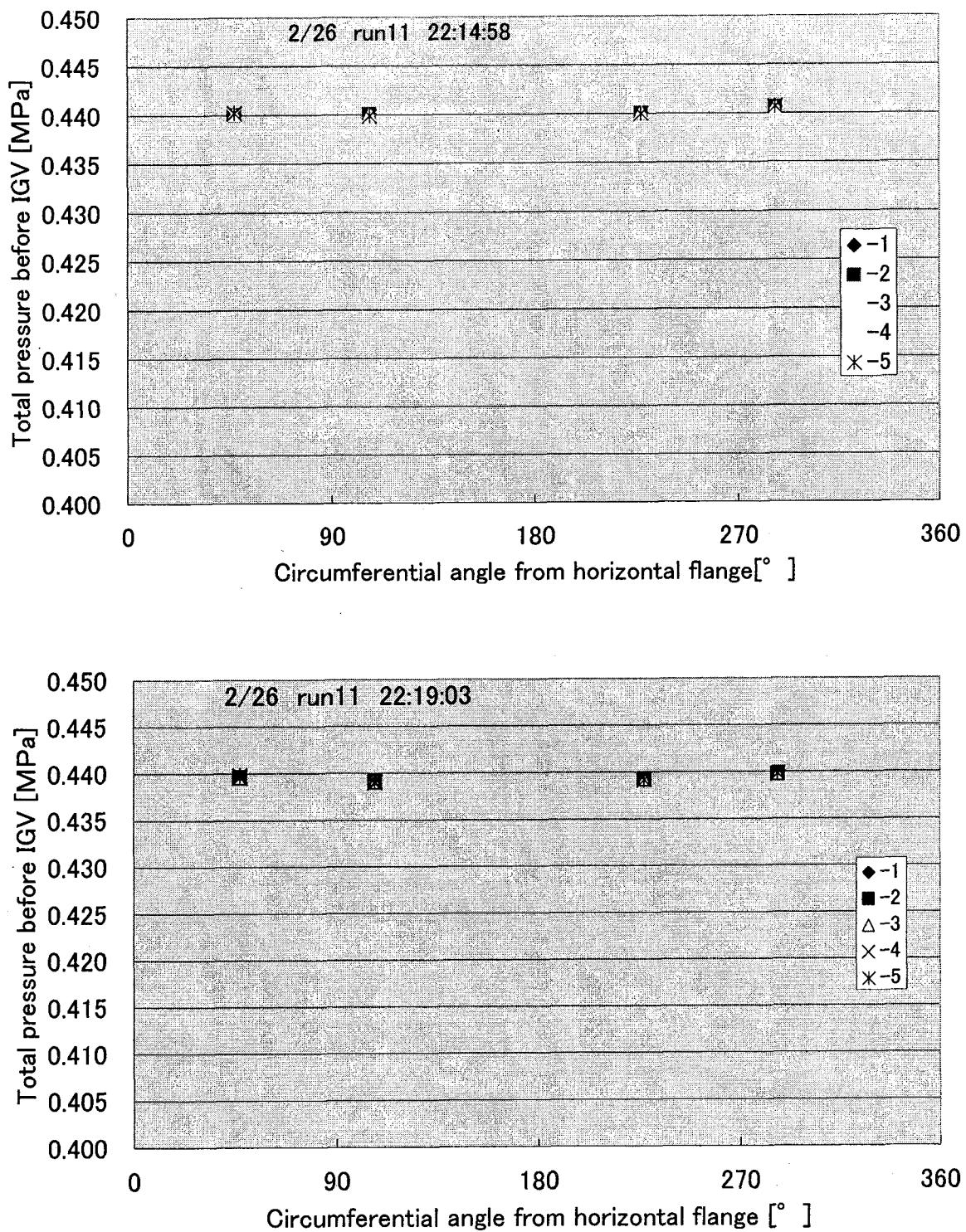


Fig. A-49 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

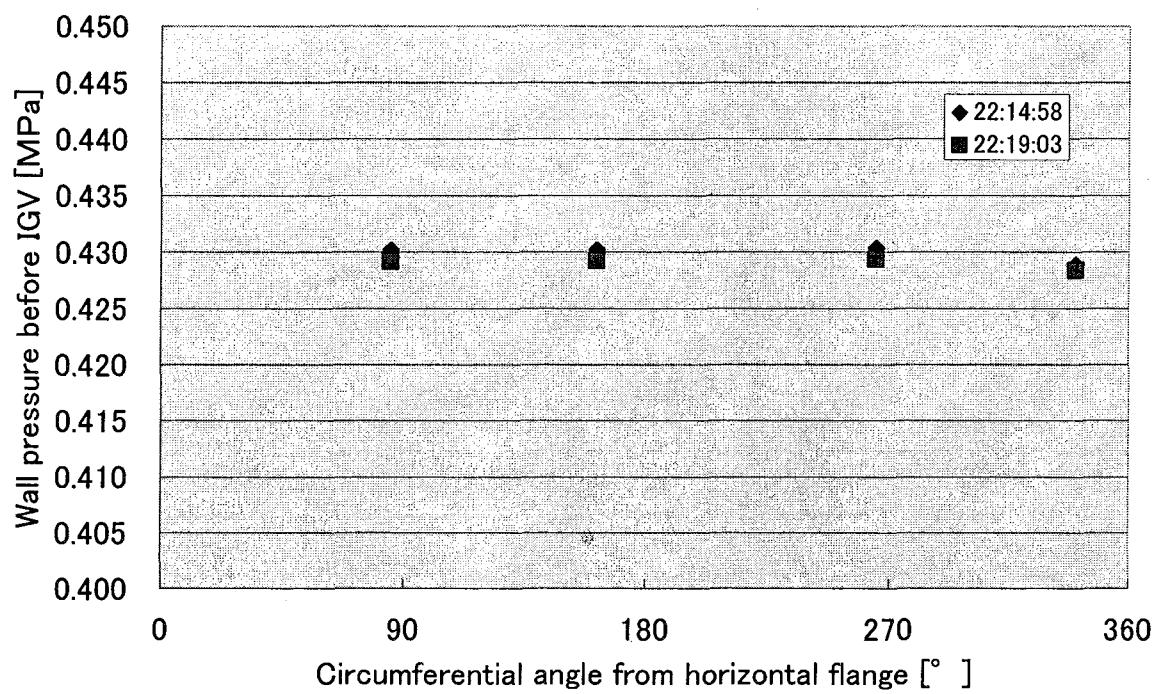


Fig. A-50 Static pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

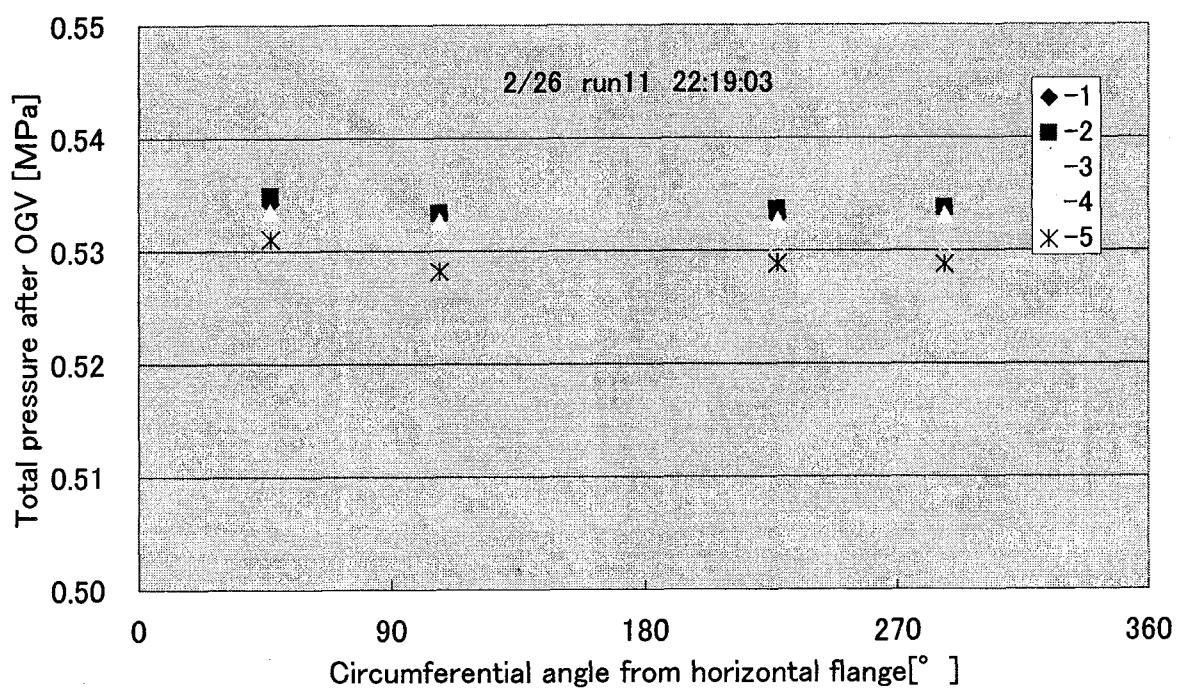
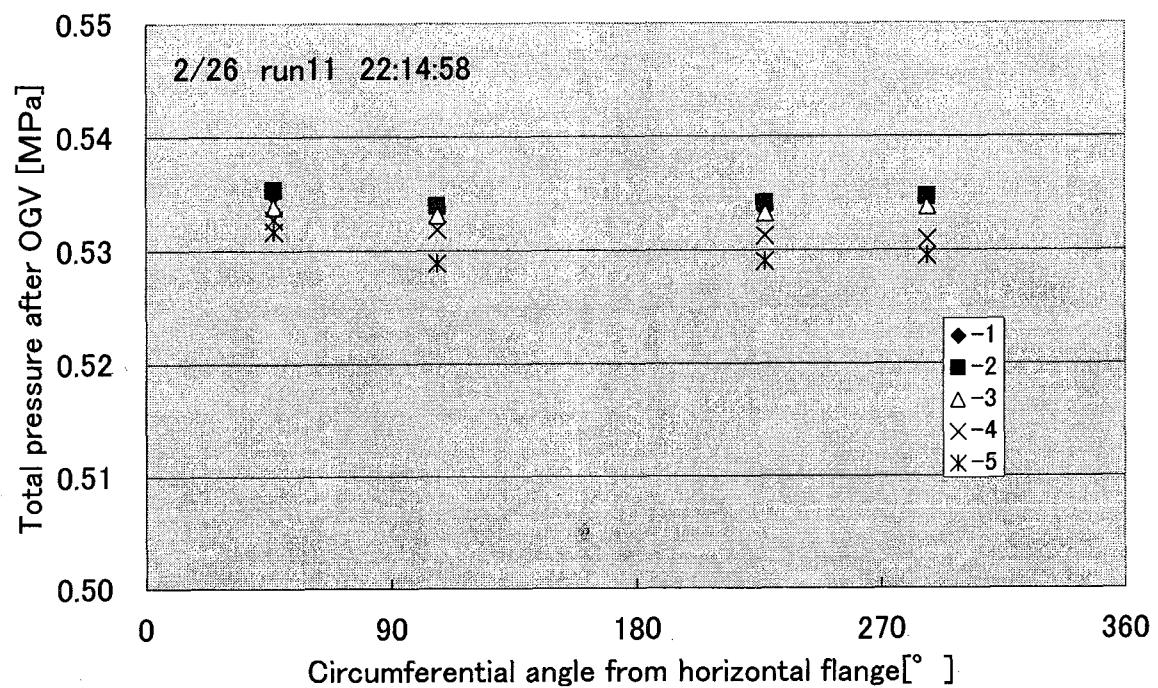


Fig. A-51 Total pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

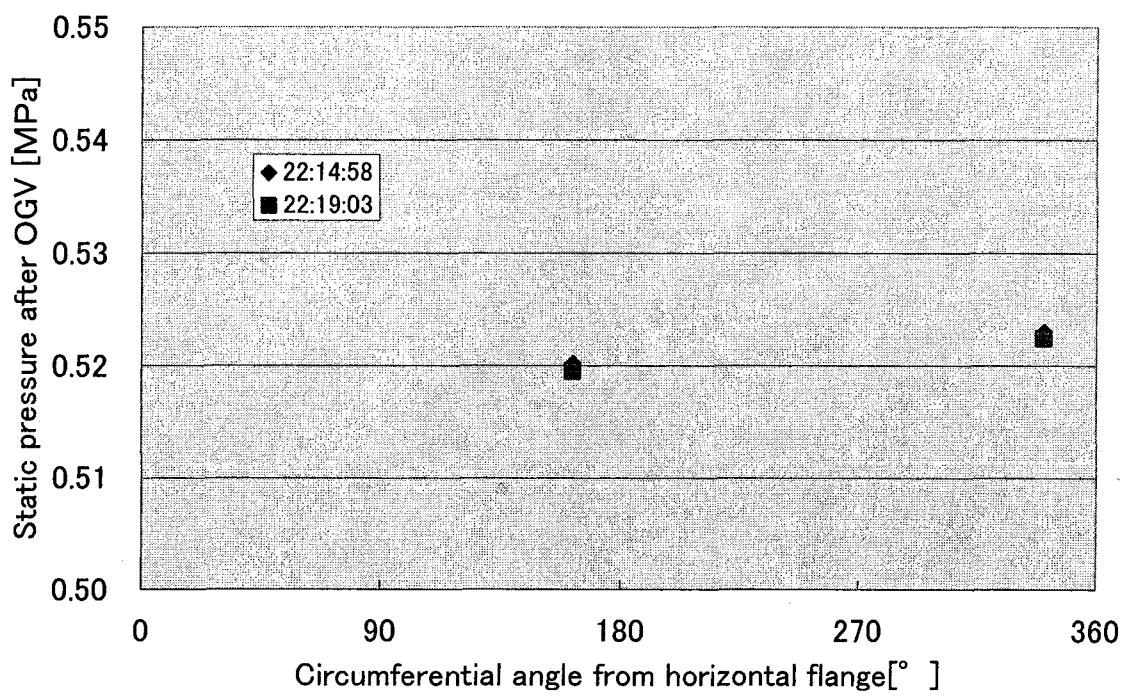


Fig. A-52 Static pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

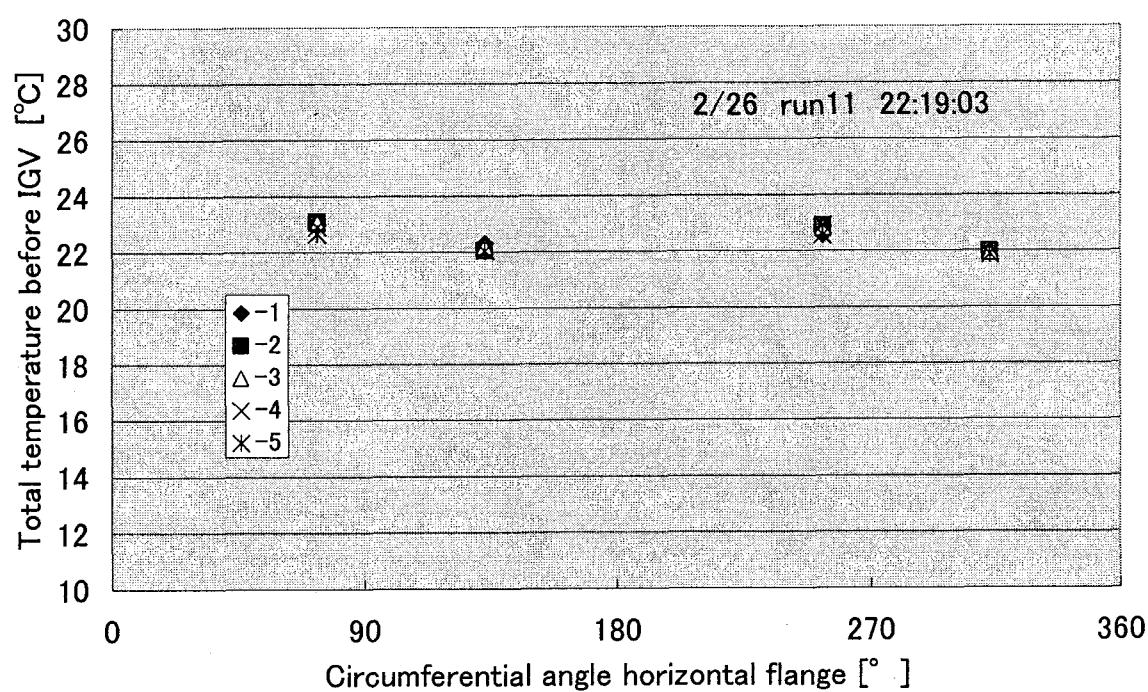
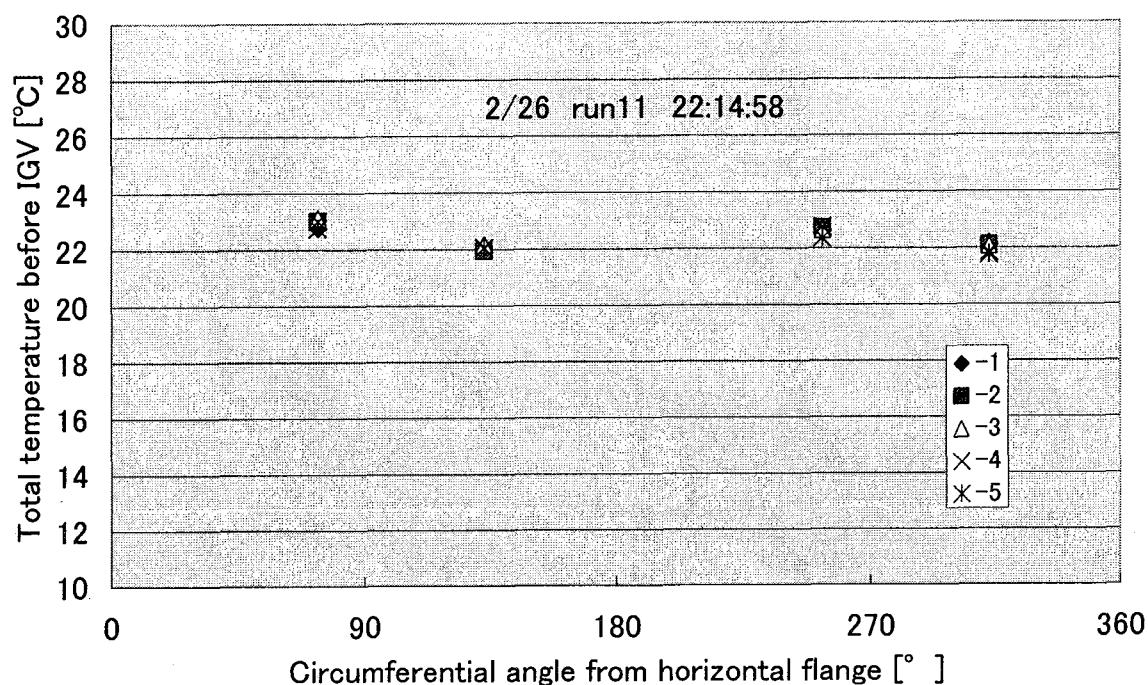


Fig. A-53 Total temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

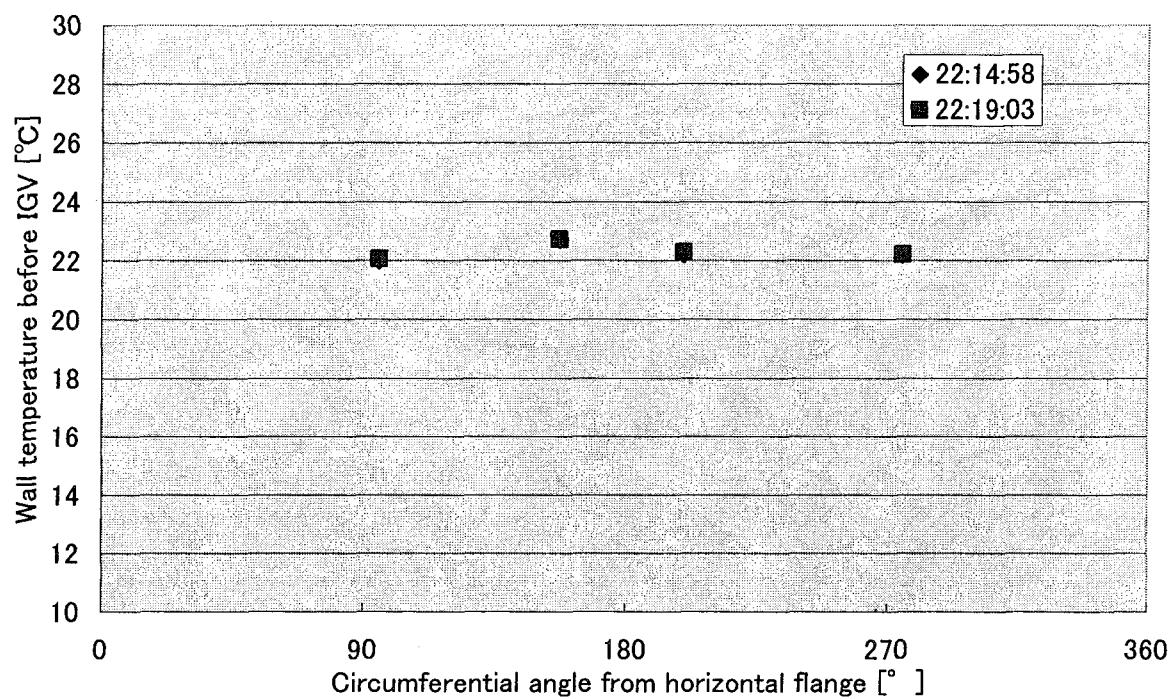


Fig. A-54 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

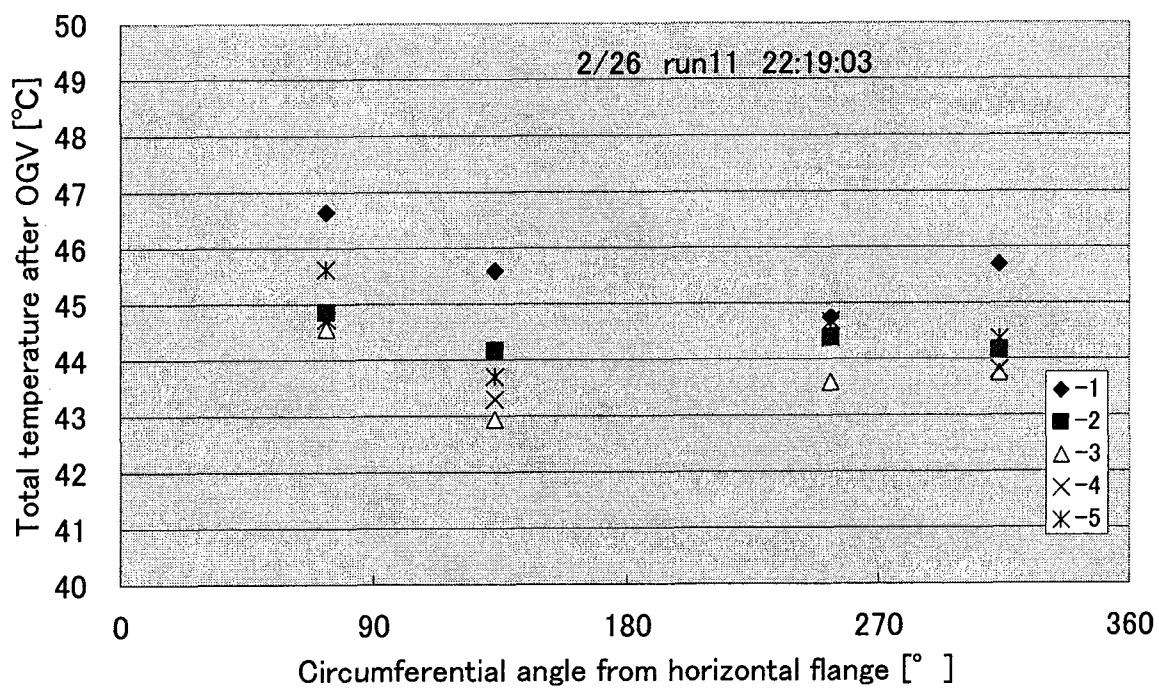
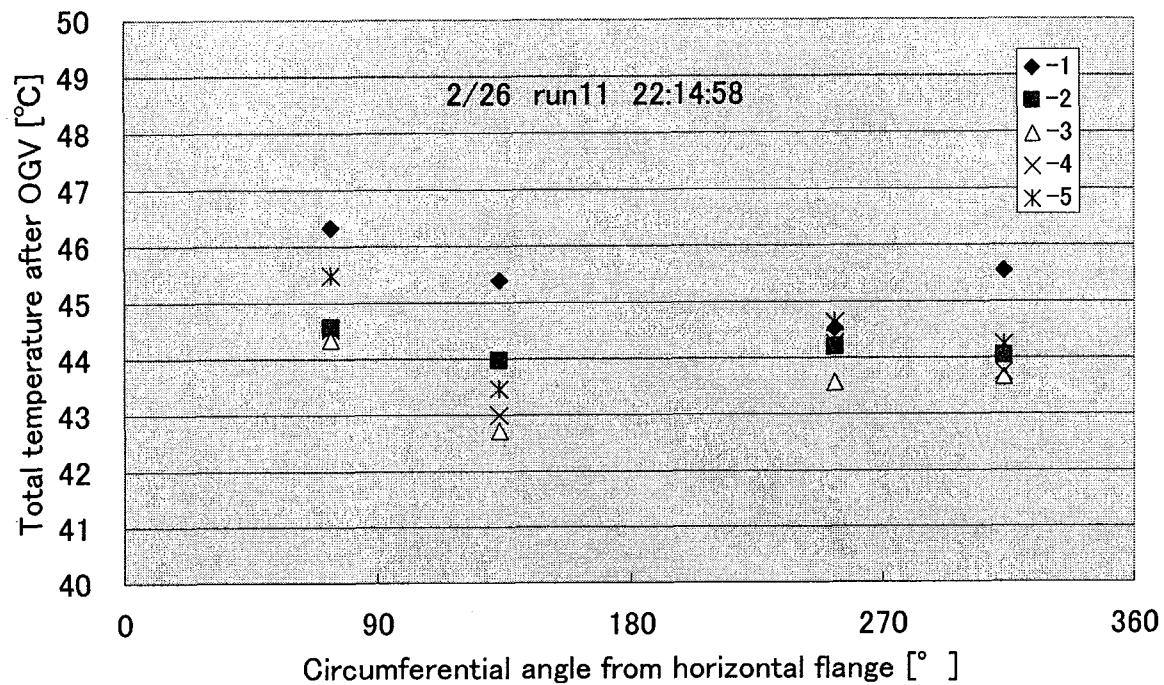


Fig. A-55 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

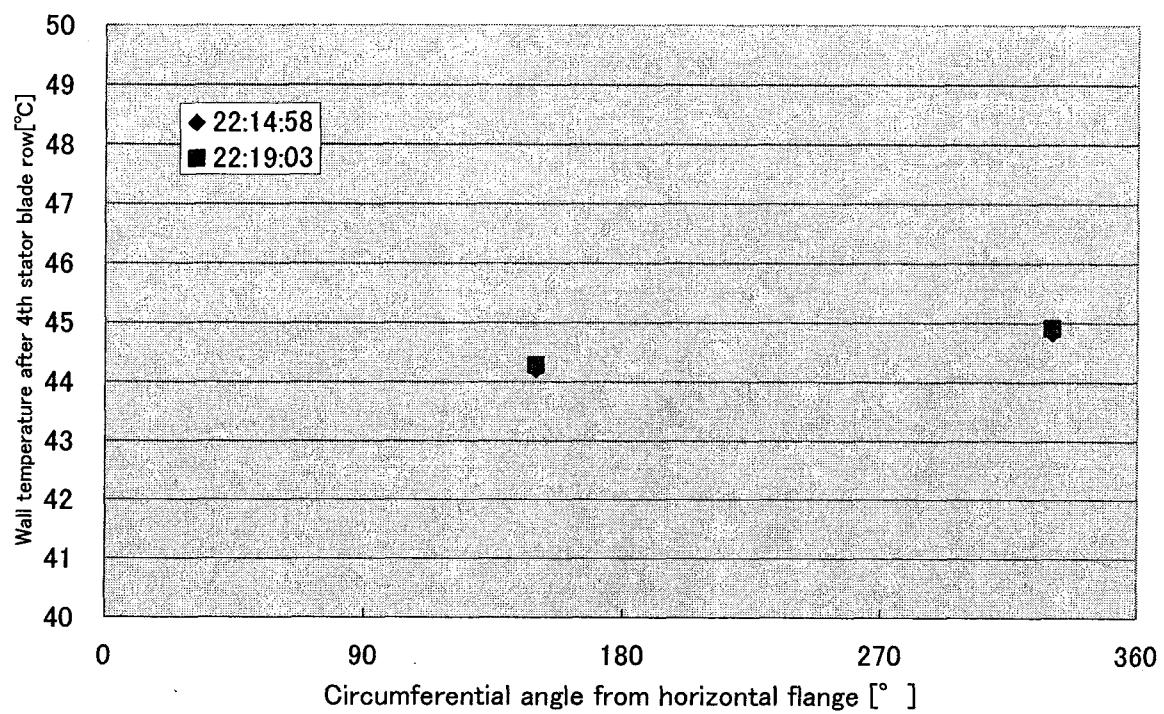


Fig. A-56 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

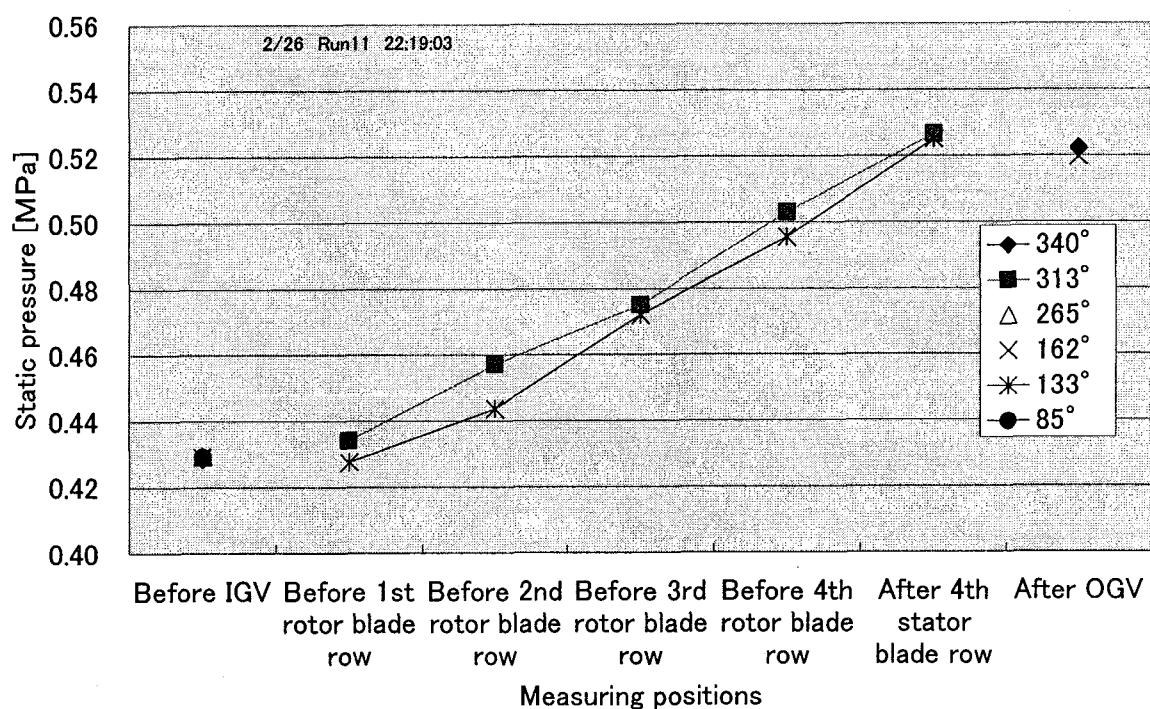
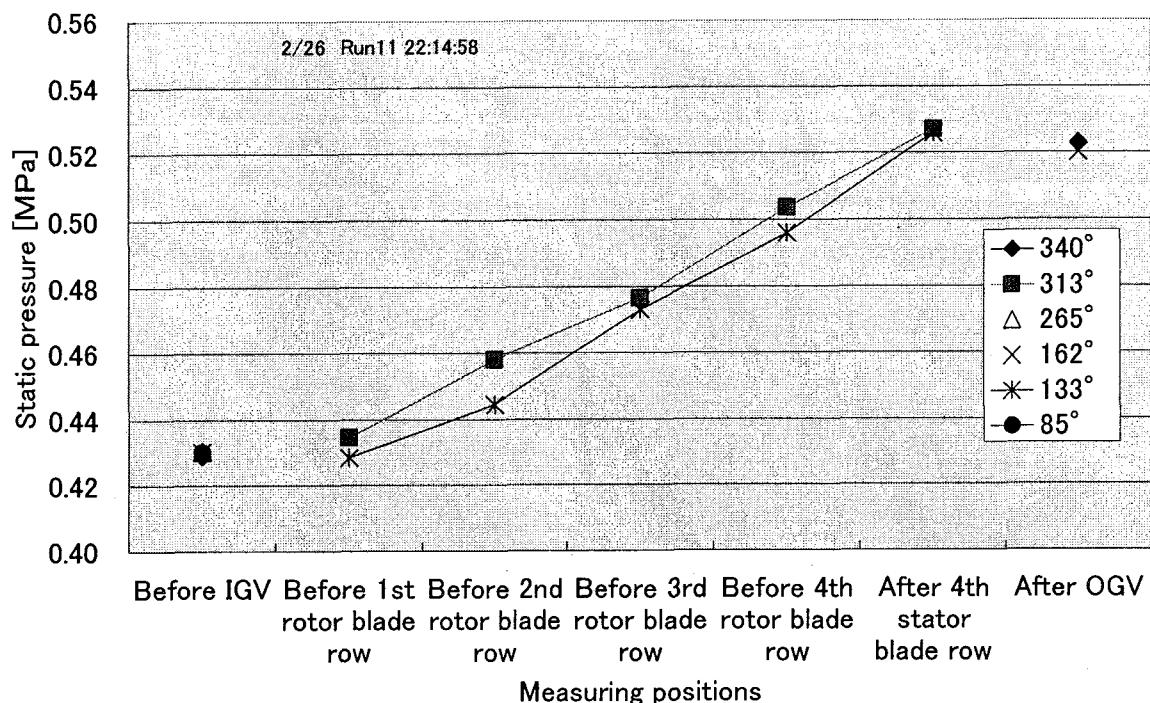


Fig. A-57 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

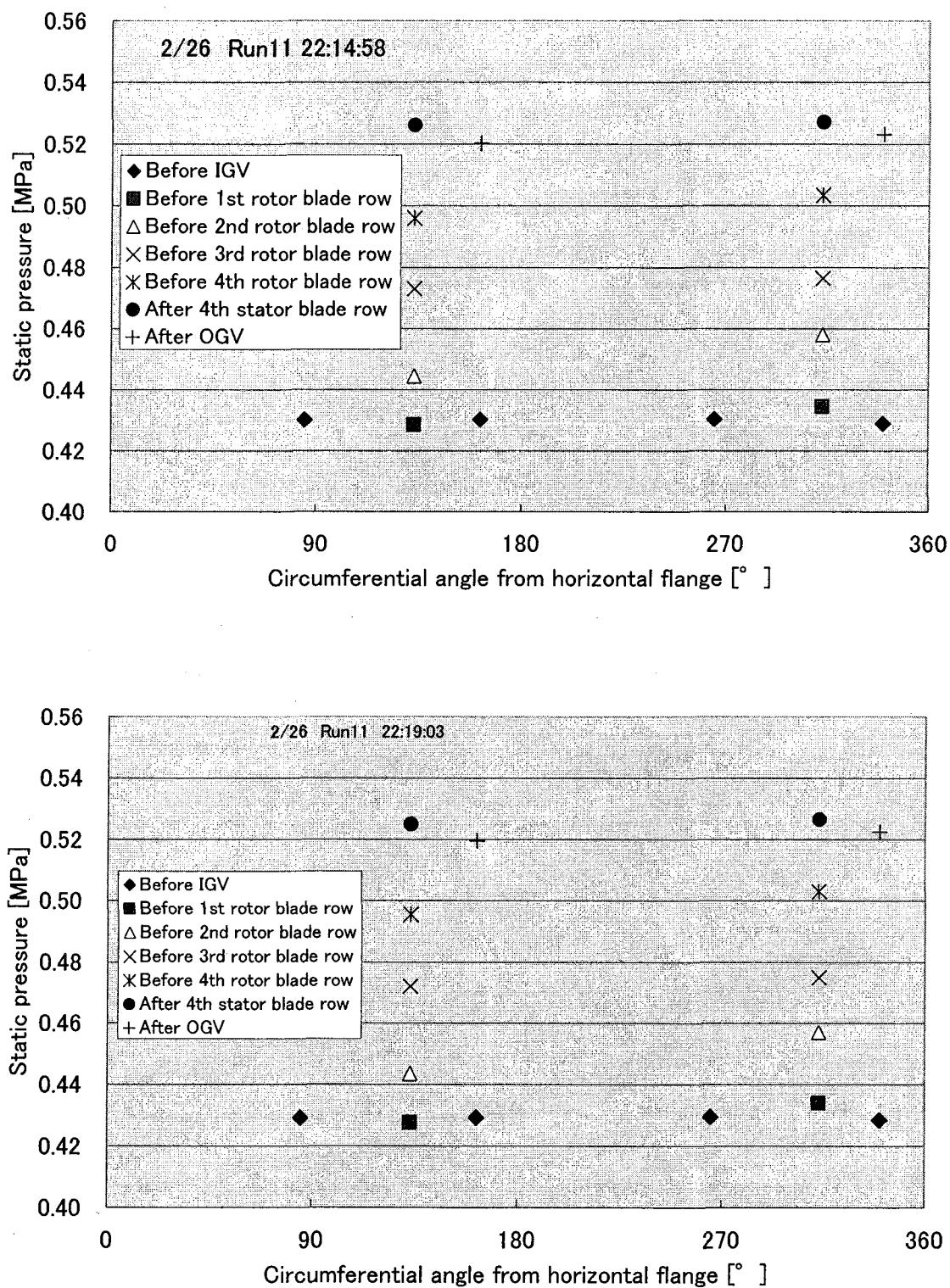


Fig. A-58 Circumferential distribution of static pressure in blade rows (CASE 1
RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

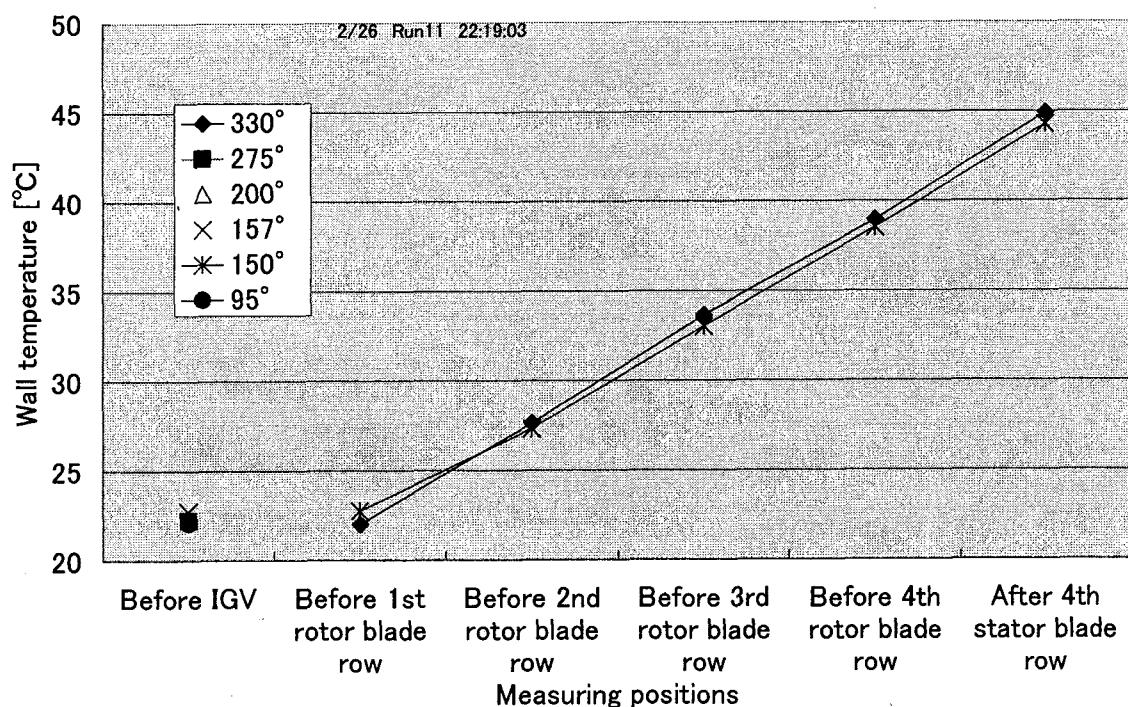
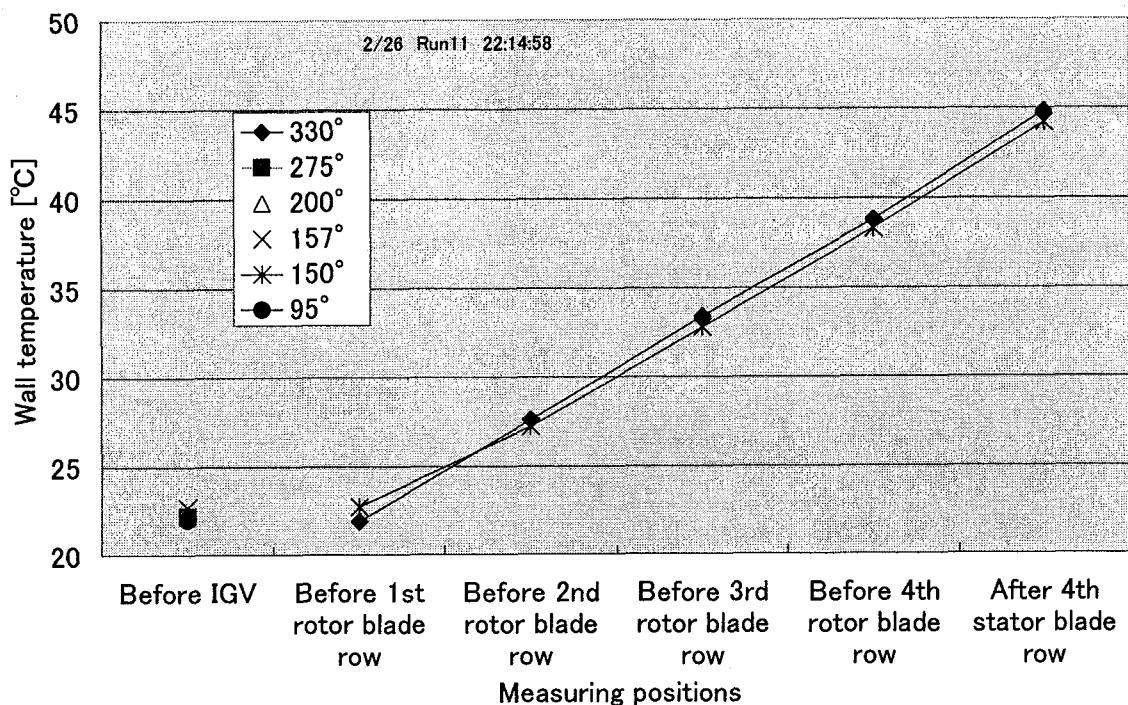


Fig. A-59 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

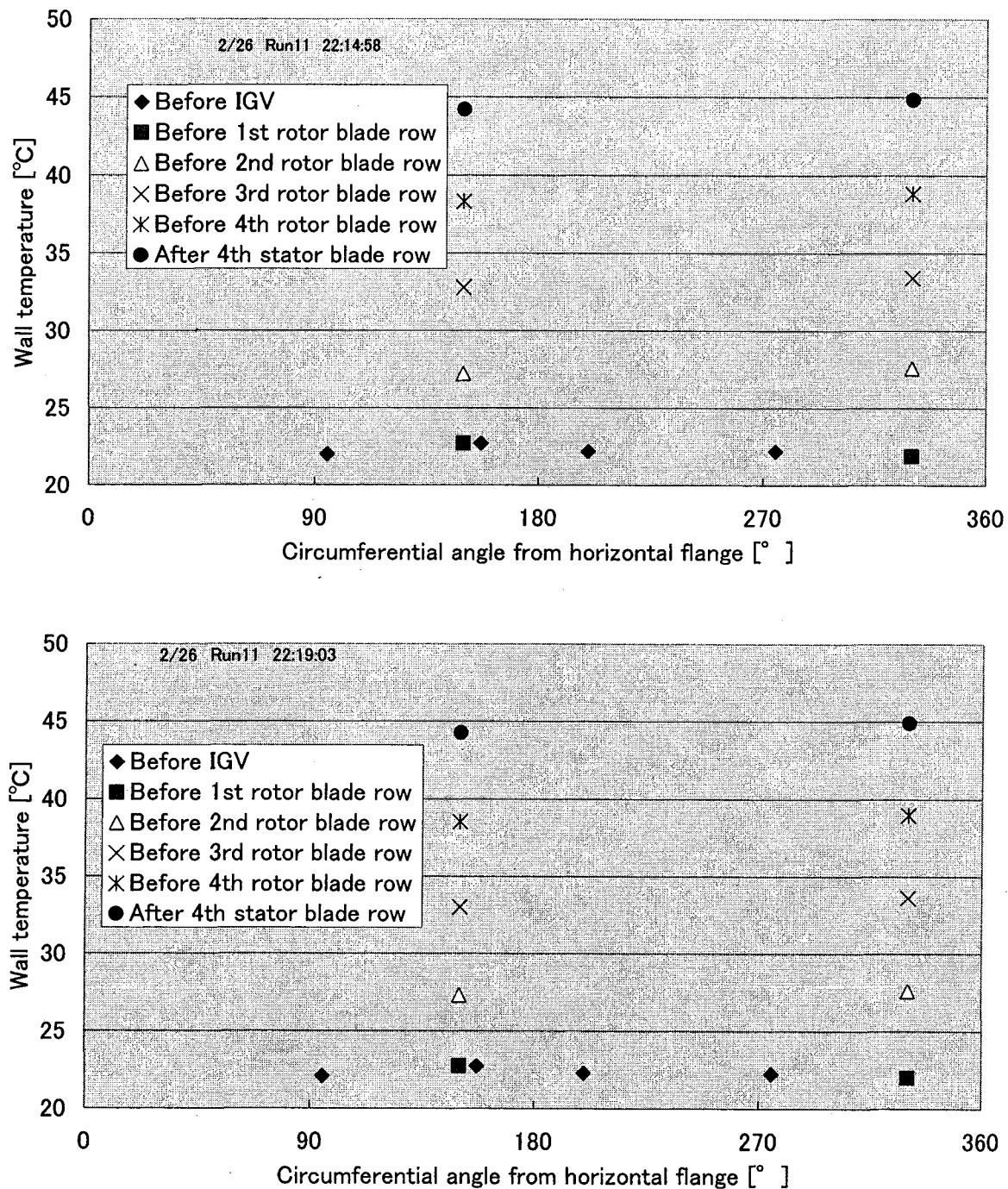


Fig. A-60 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN11 2/26/2004 22:14:58 & 22:19:03)

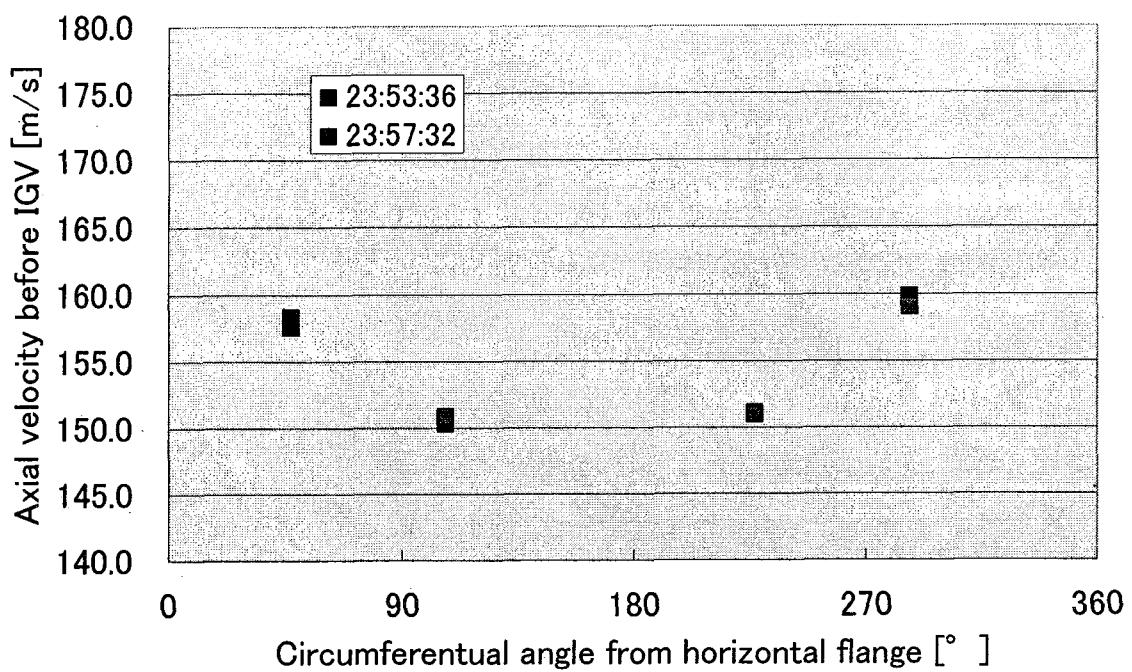


Fig. A-61 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

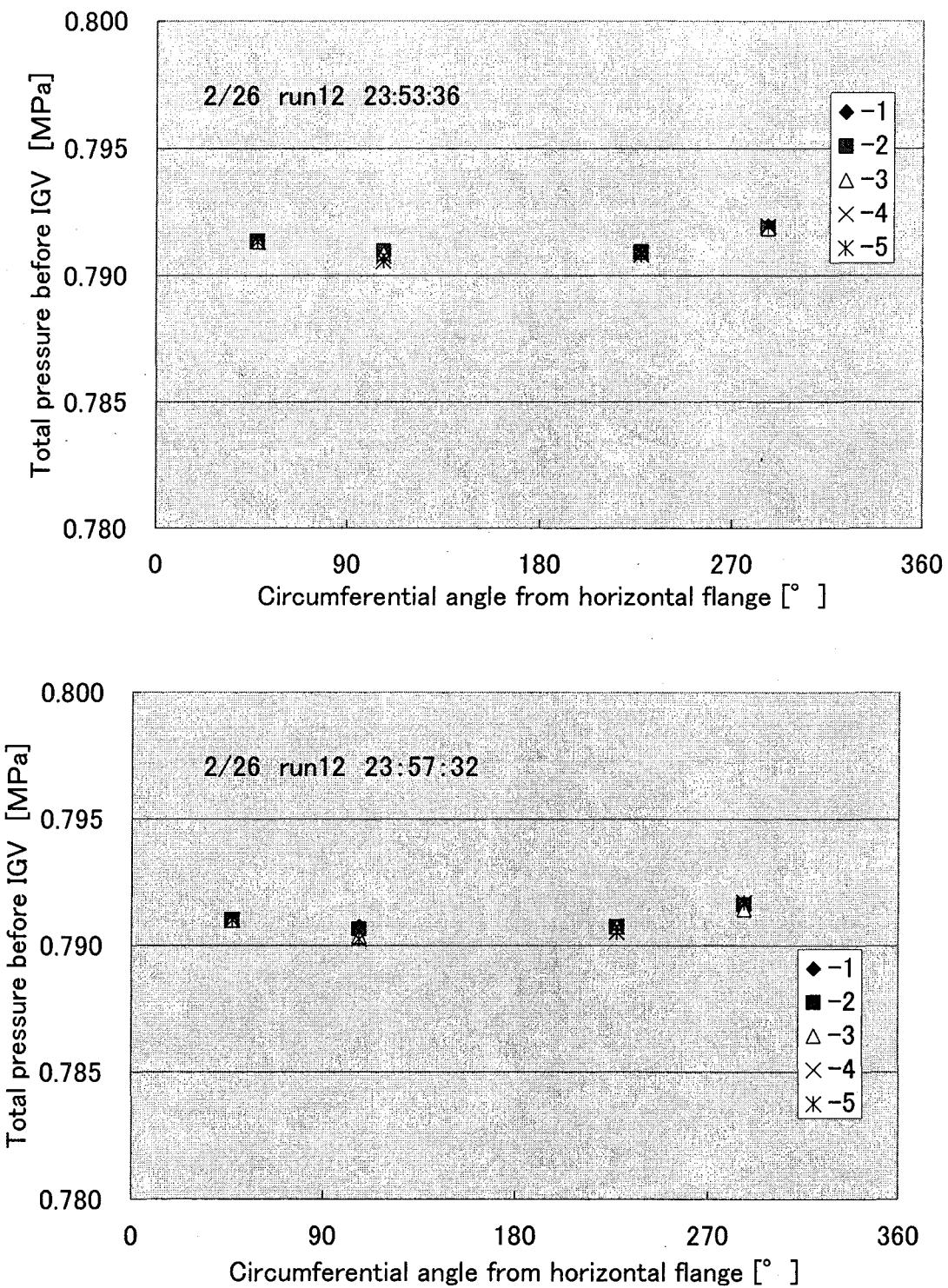


Fig. A-62 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

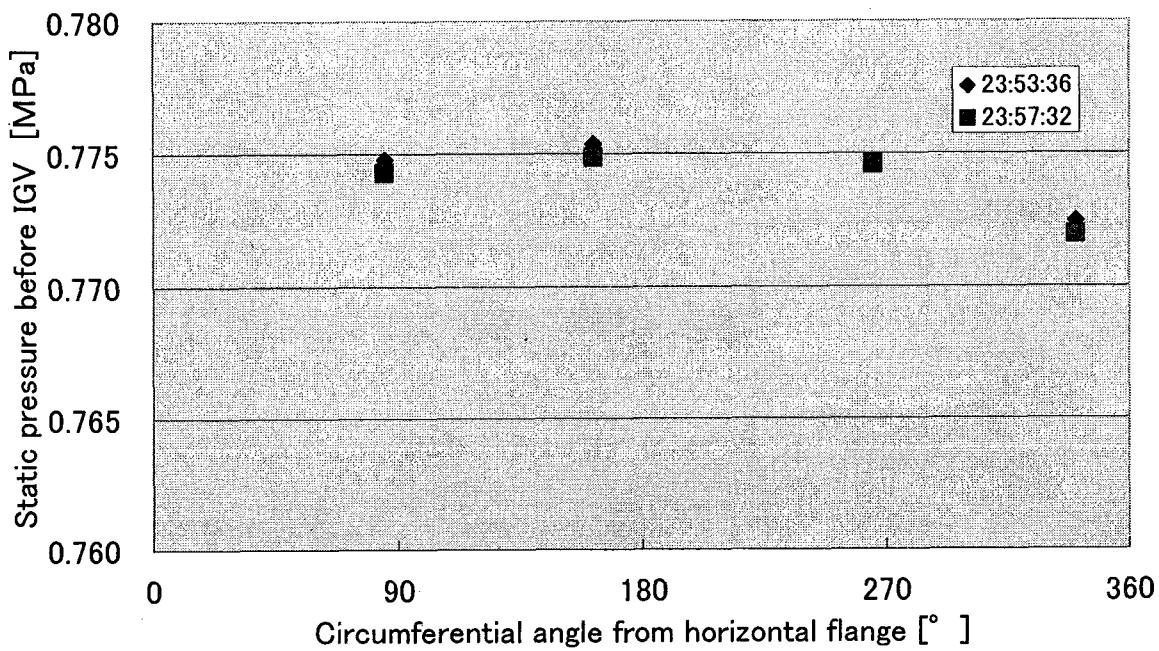


Fig. A-63 Static pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

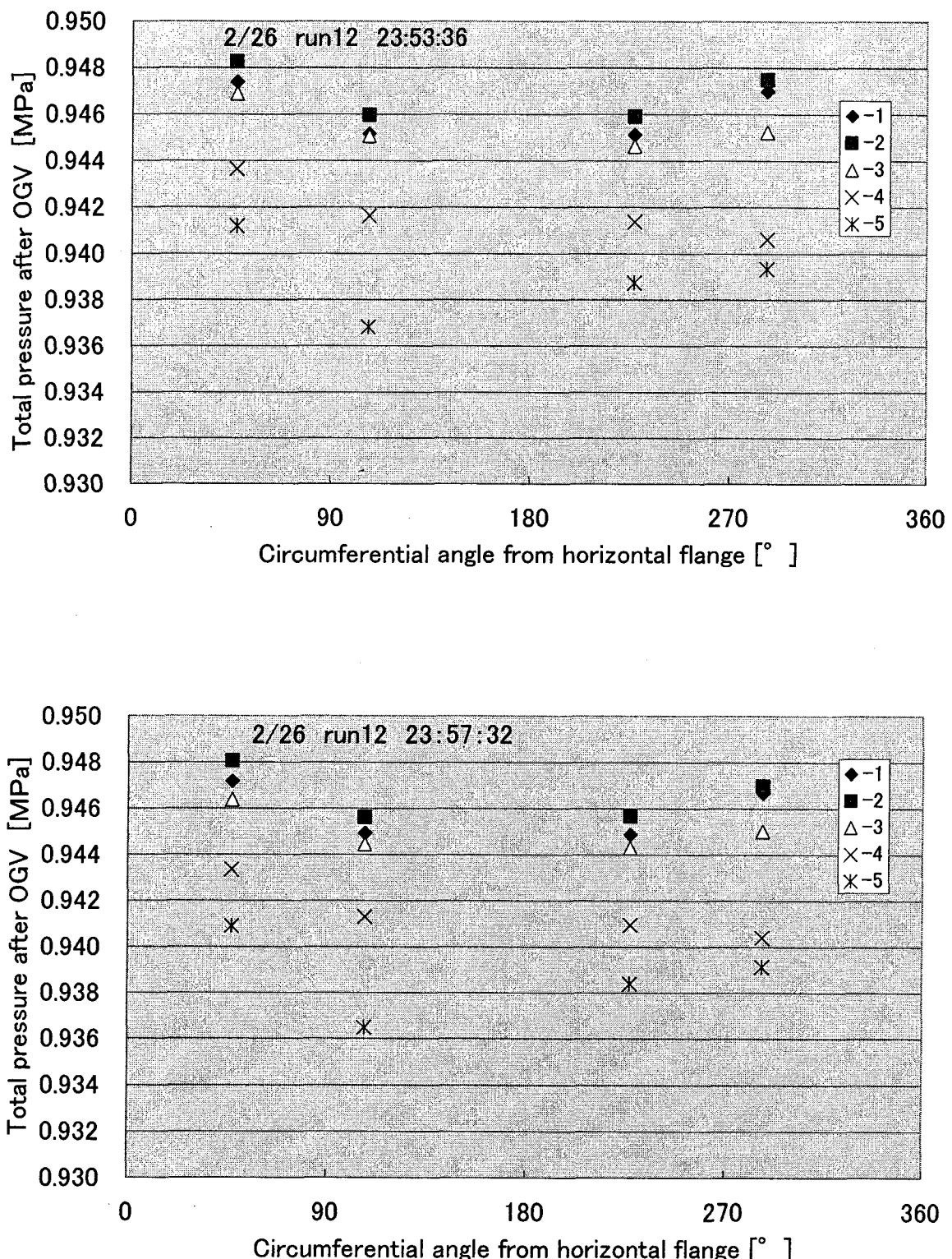


Fig. A-64 Total pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

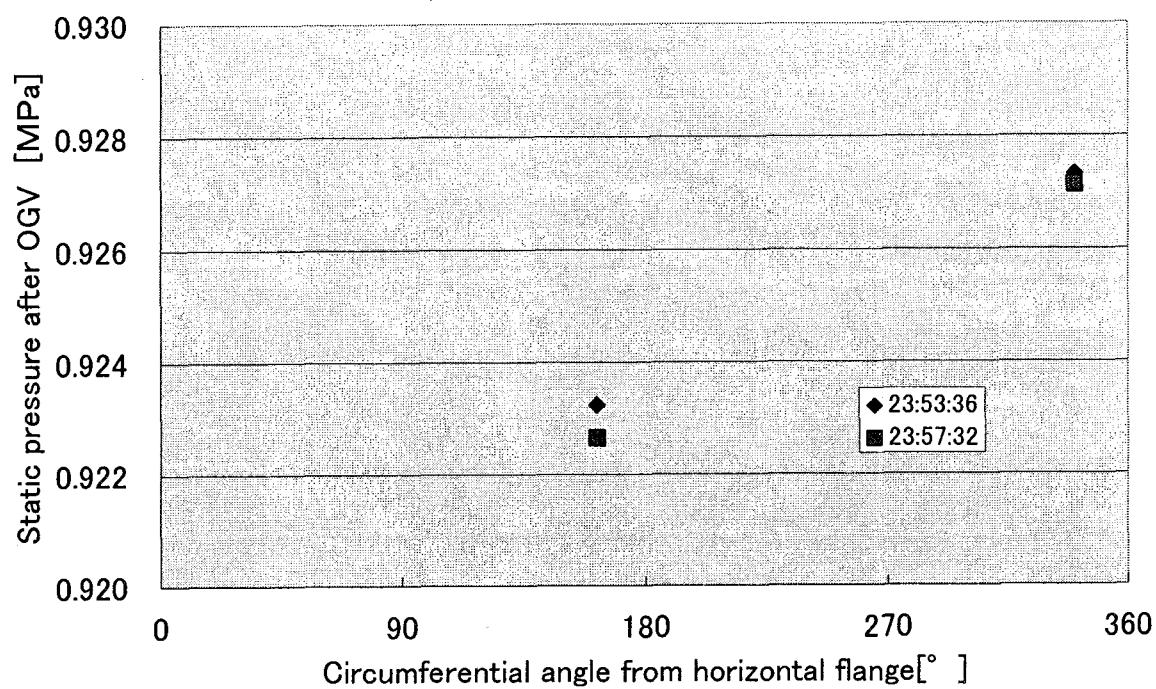


Fig. A-65 Static pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

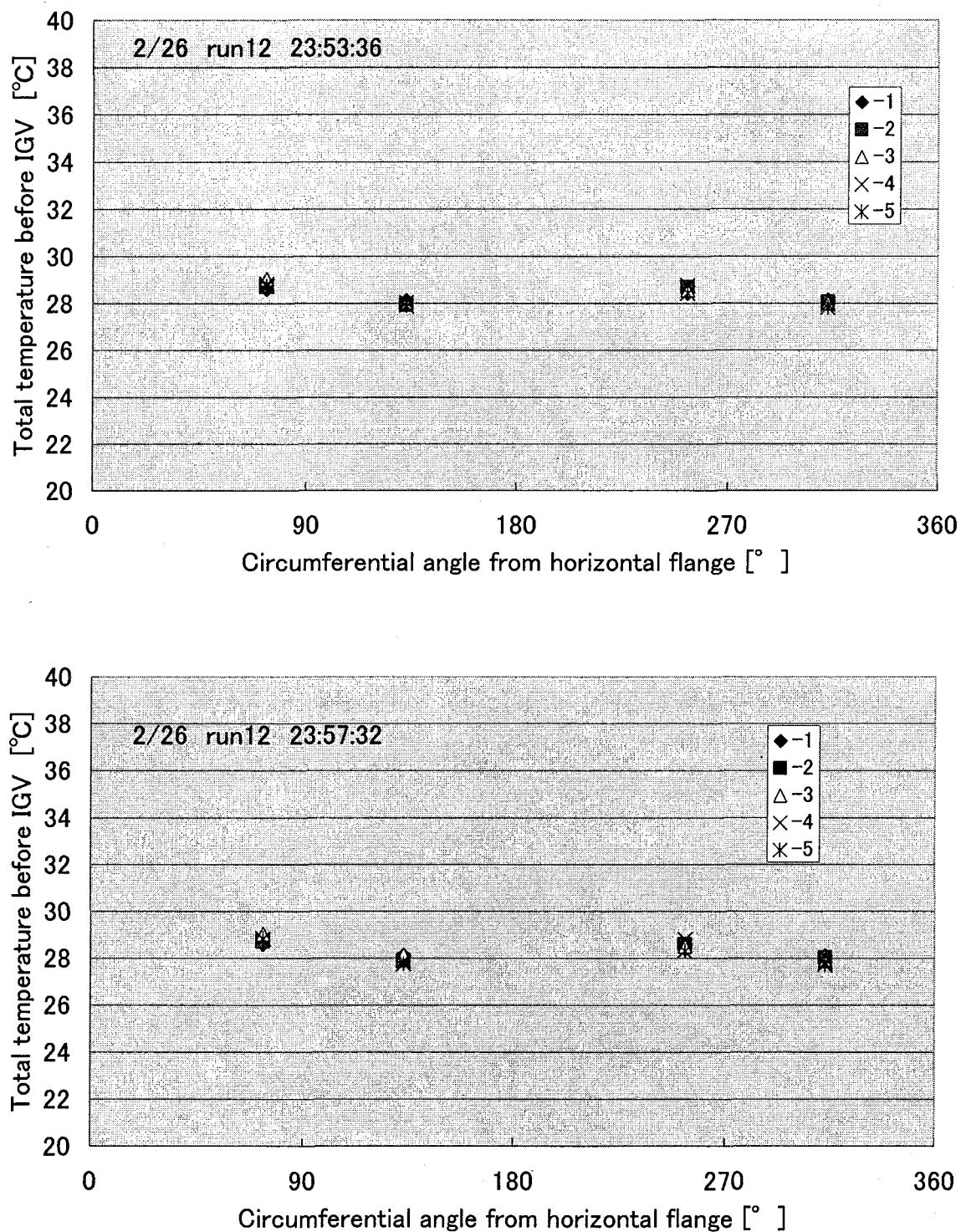


Fig. A-66 Total temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

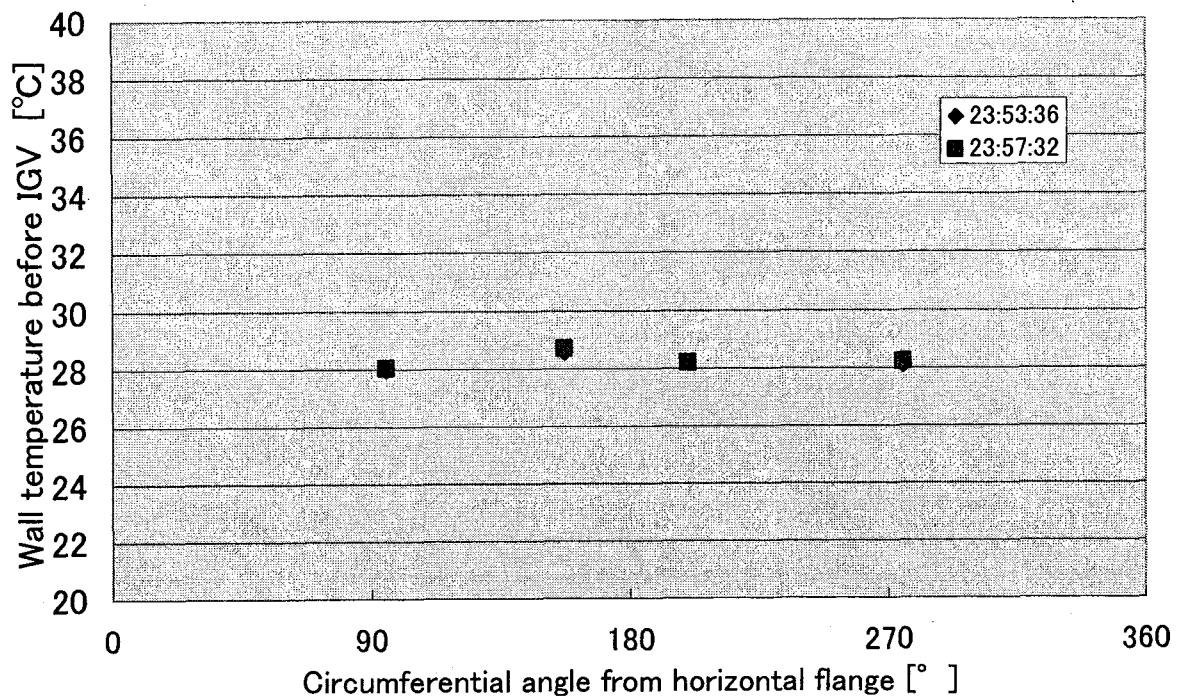


Fig. A-67 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

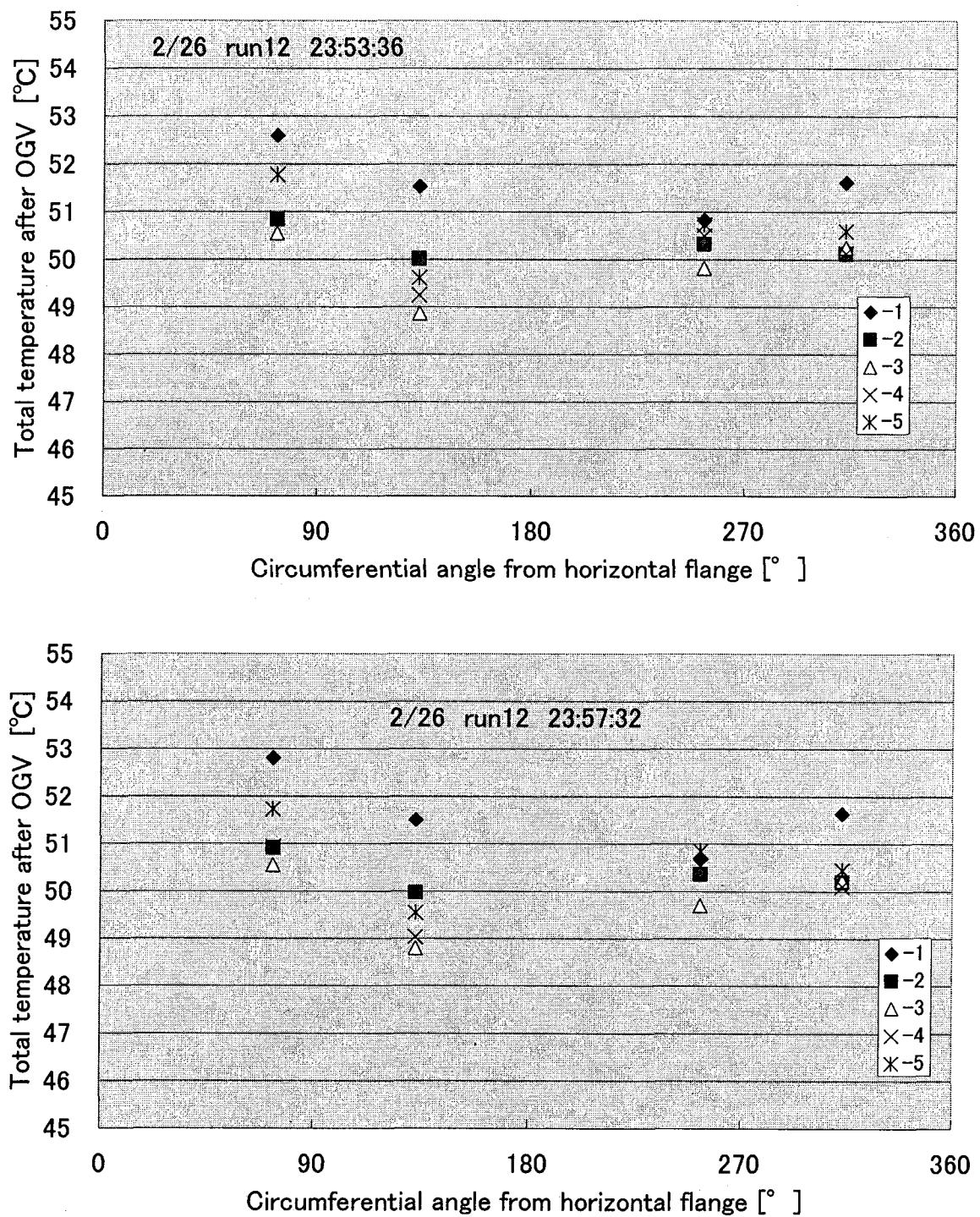


Fig. A-68 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

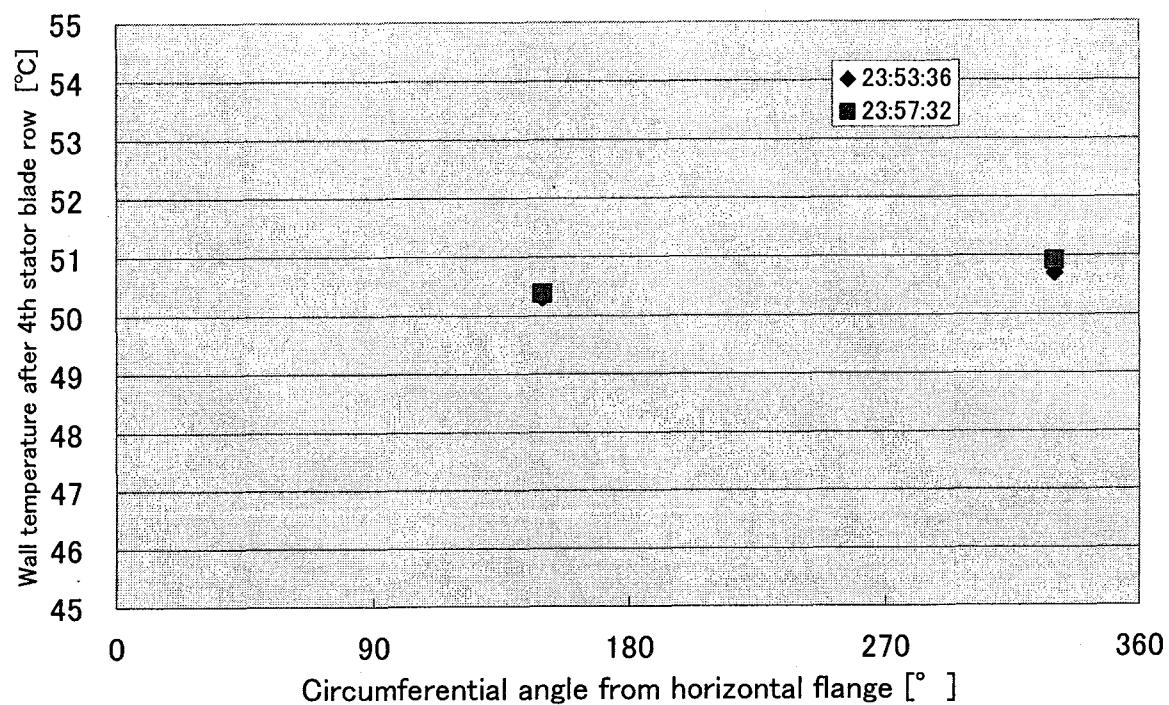


Fig. A-69 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

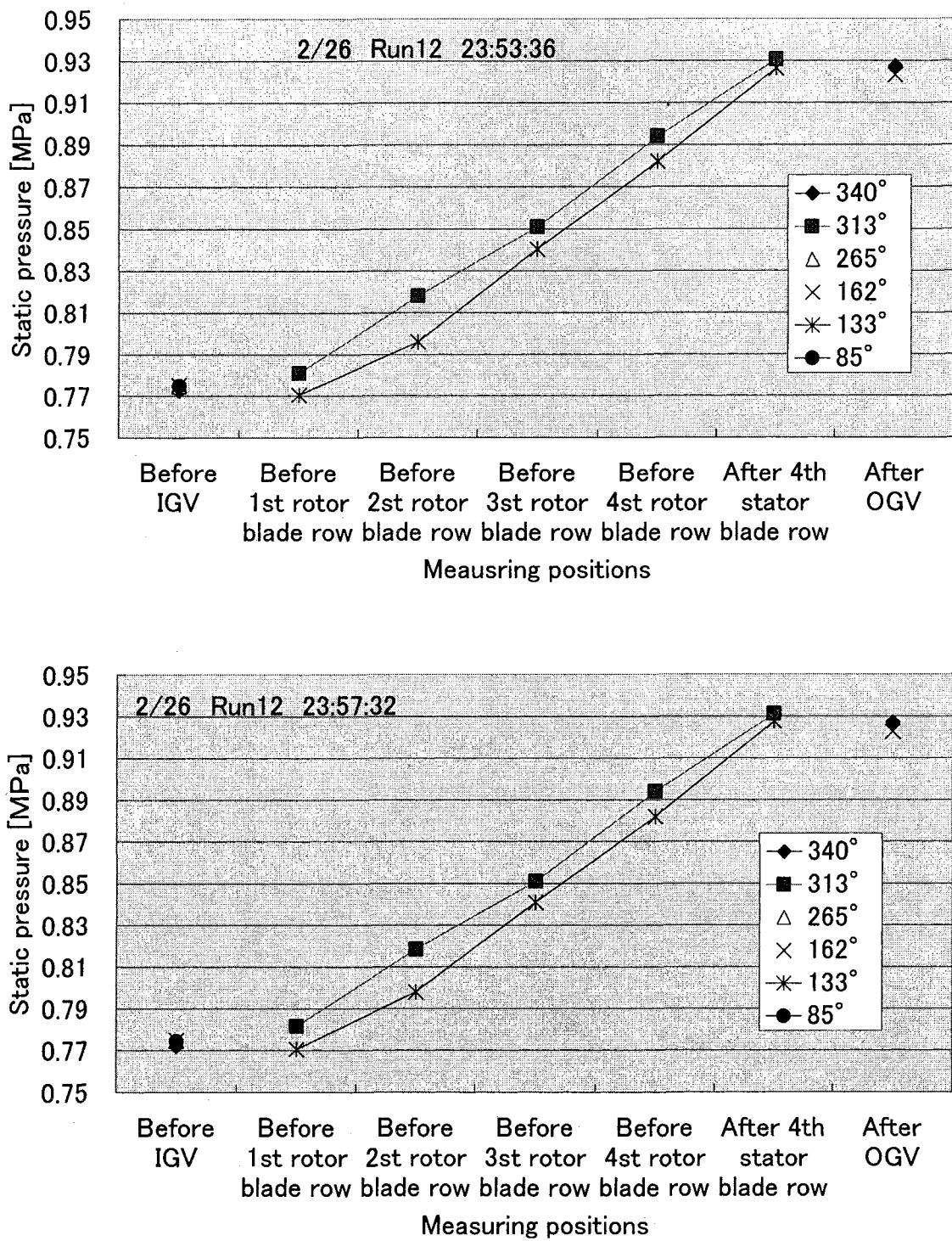


Fig. A-70 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

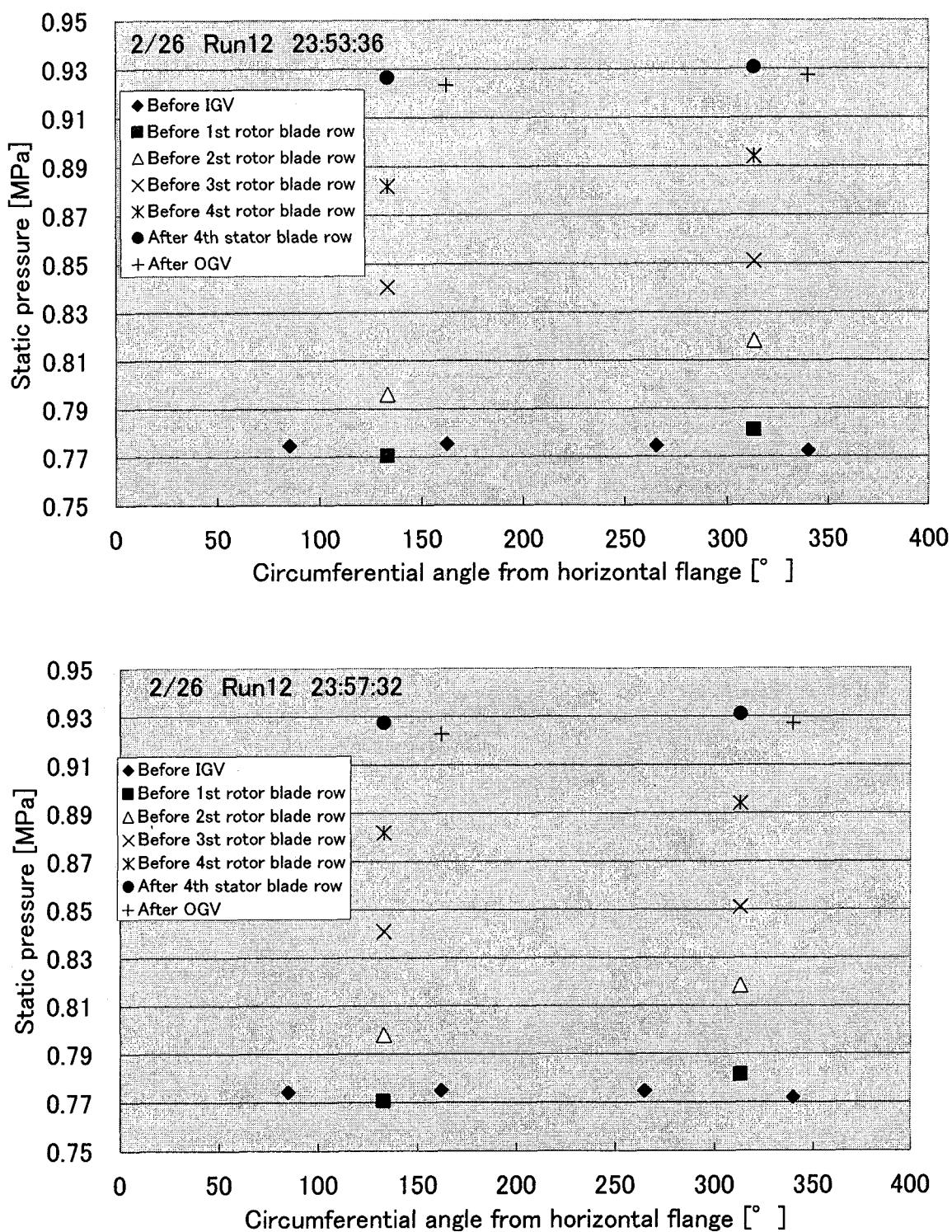


Fig. A-71 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

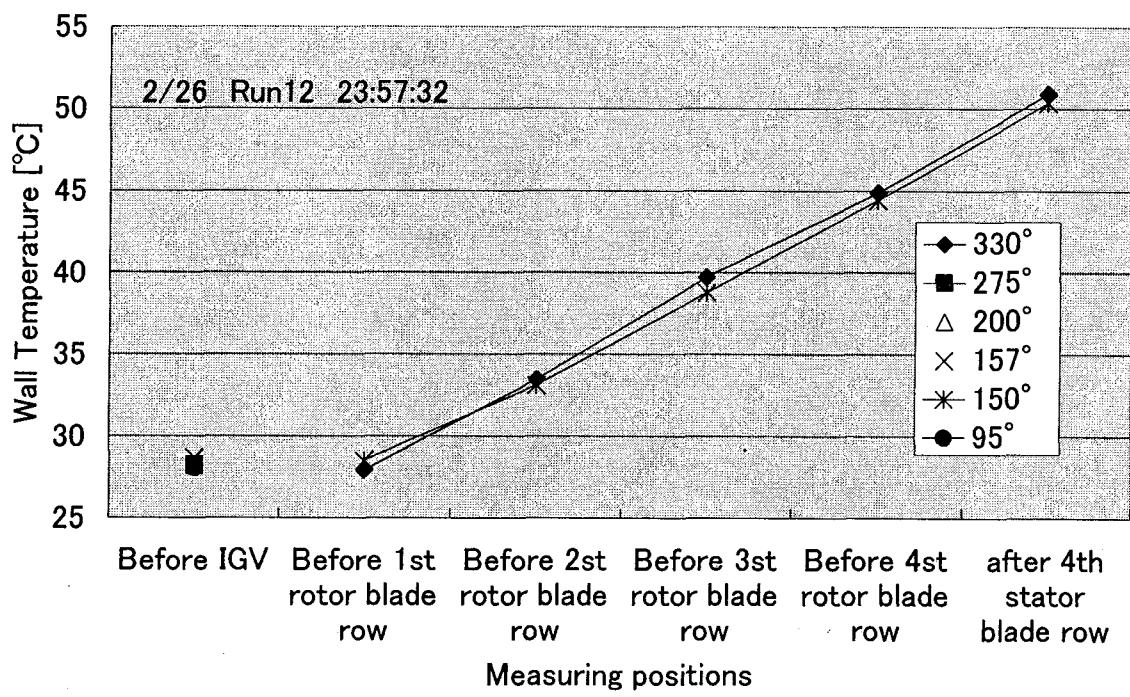
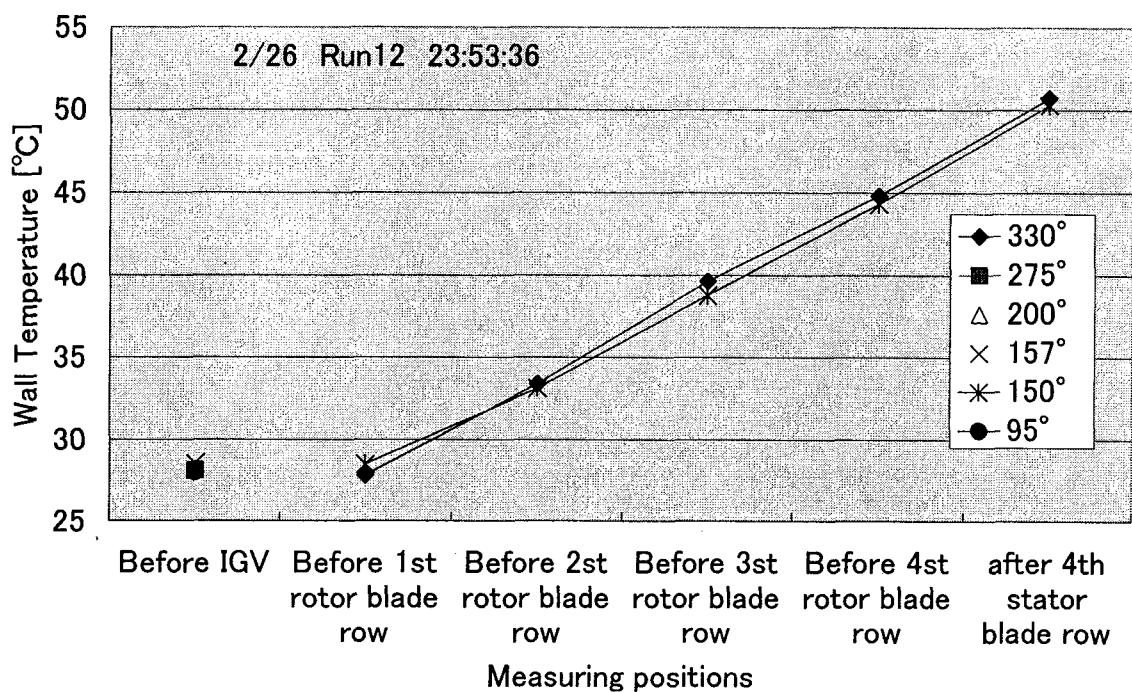


Fig. A-72 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

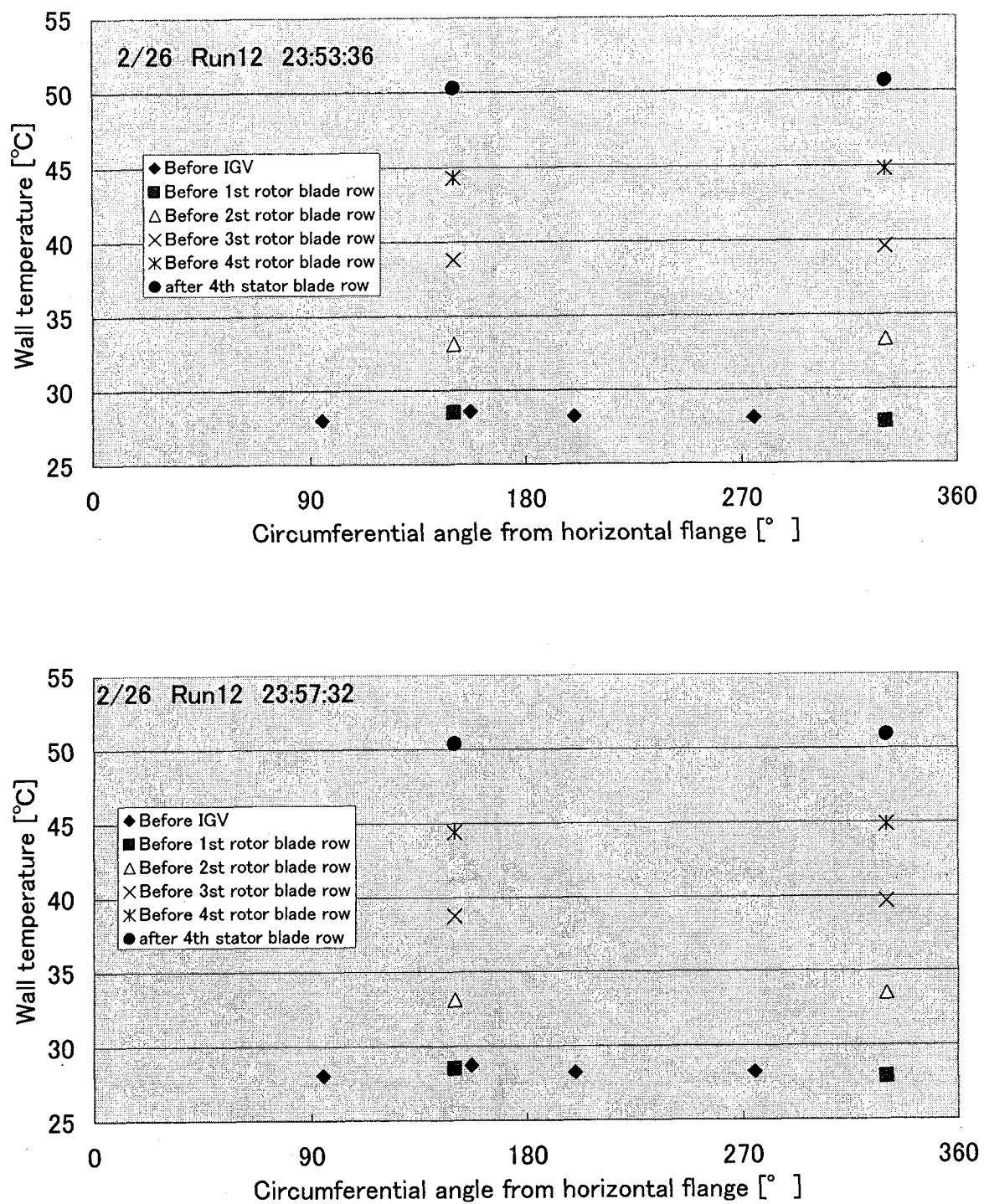


Fig. A-73 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN12 2/26/2004 23:53:36 & 23:57:32)

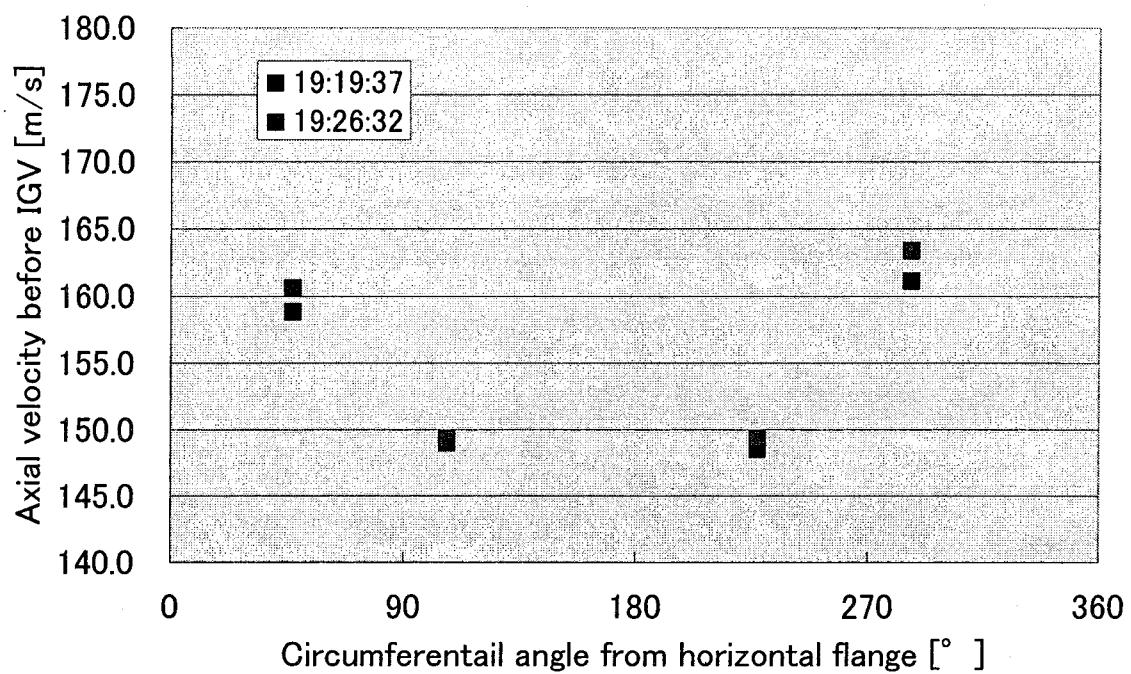


Fig. A-74 Velocity distribution before IGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

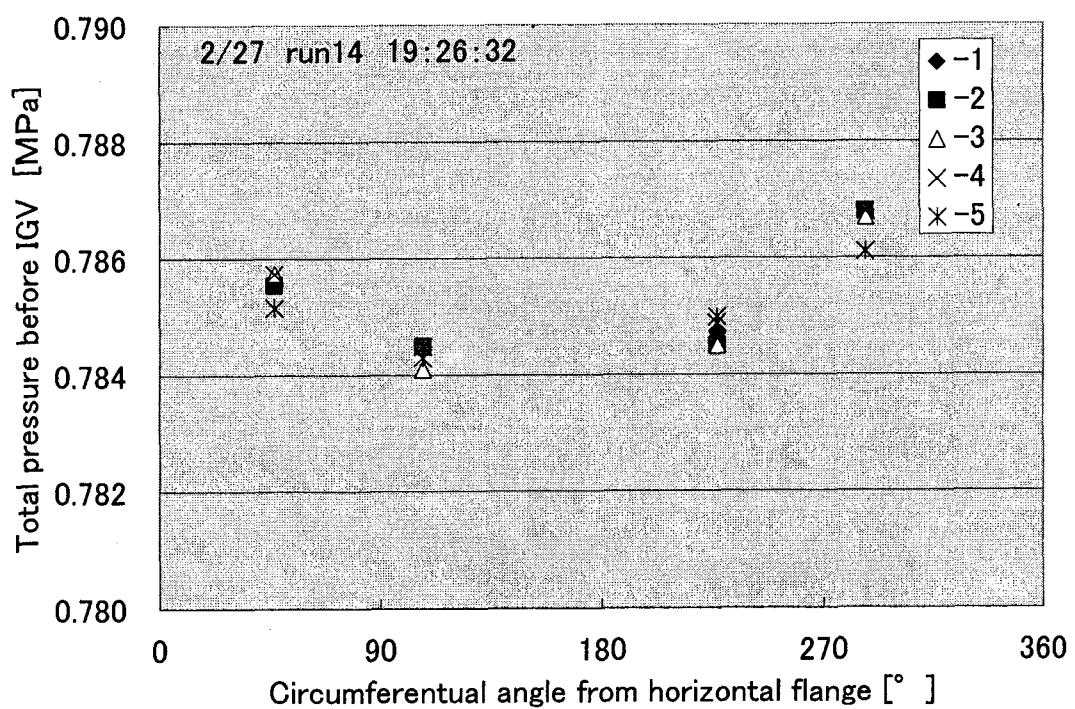
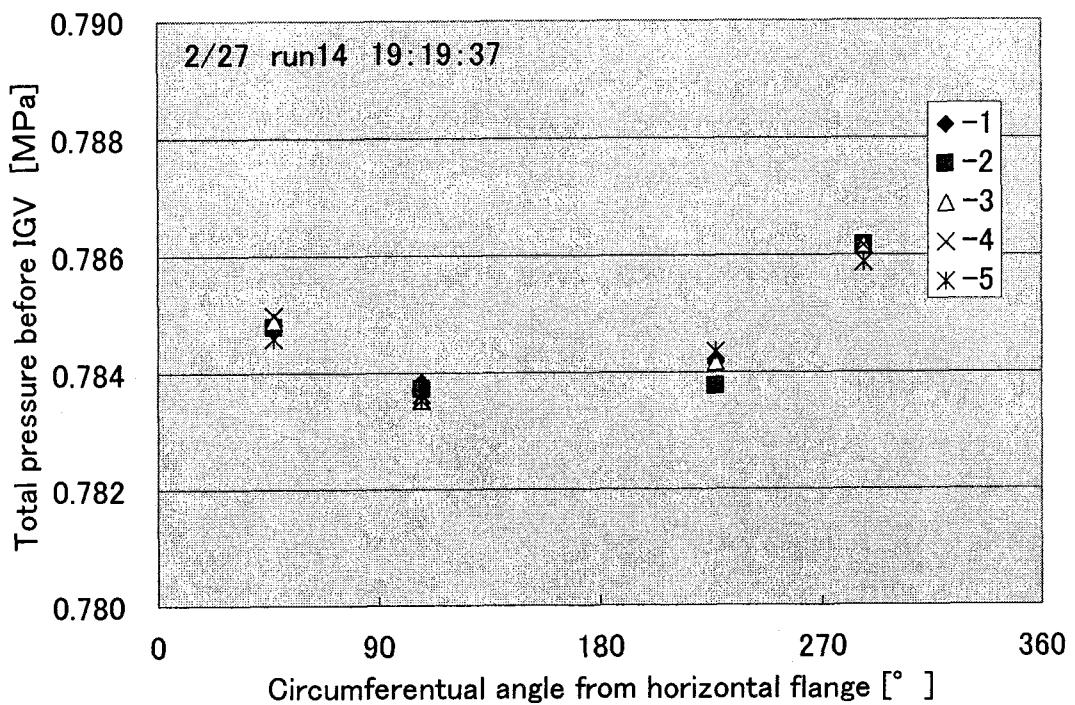


Fig. A-75 Total pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

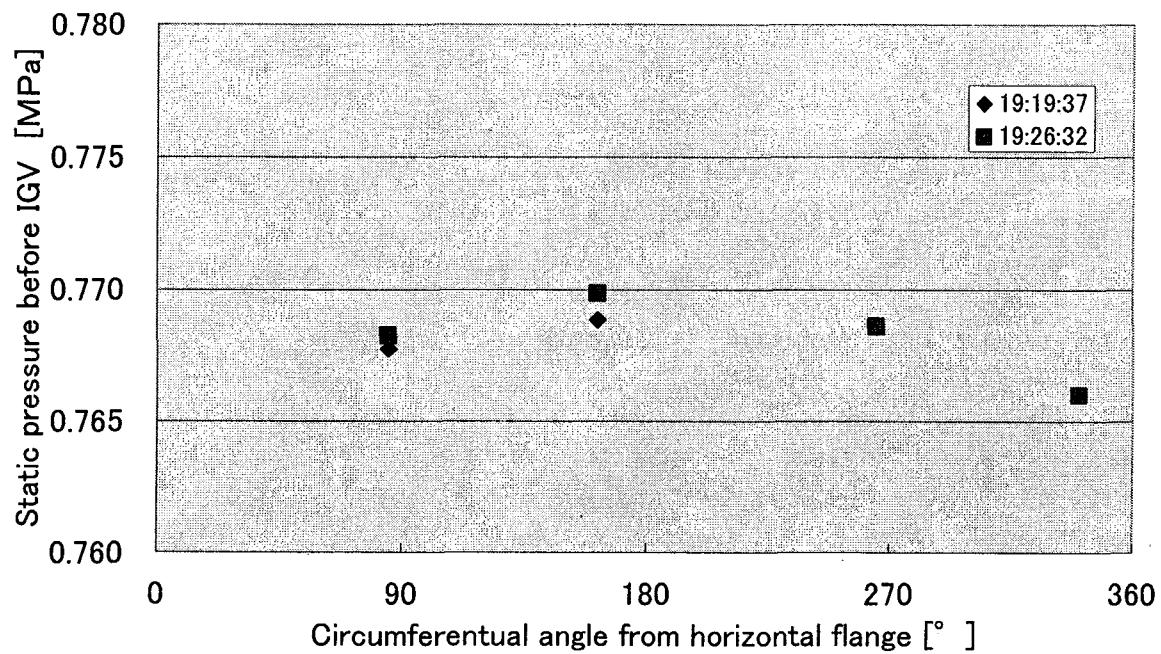


Fig. A-76 Static pressure distribution before IGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

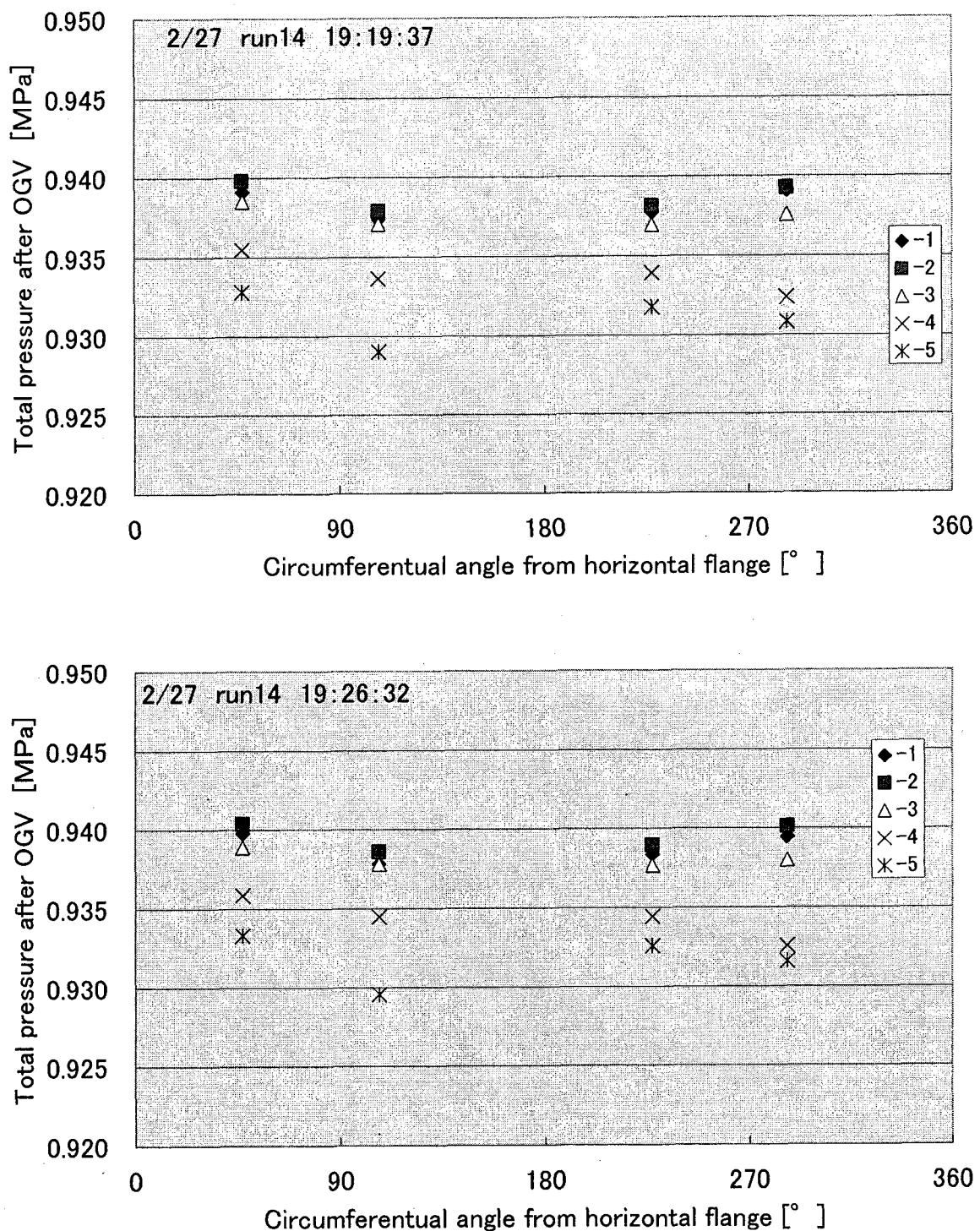


Fig. A-77 Total pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

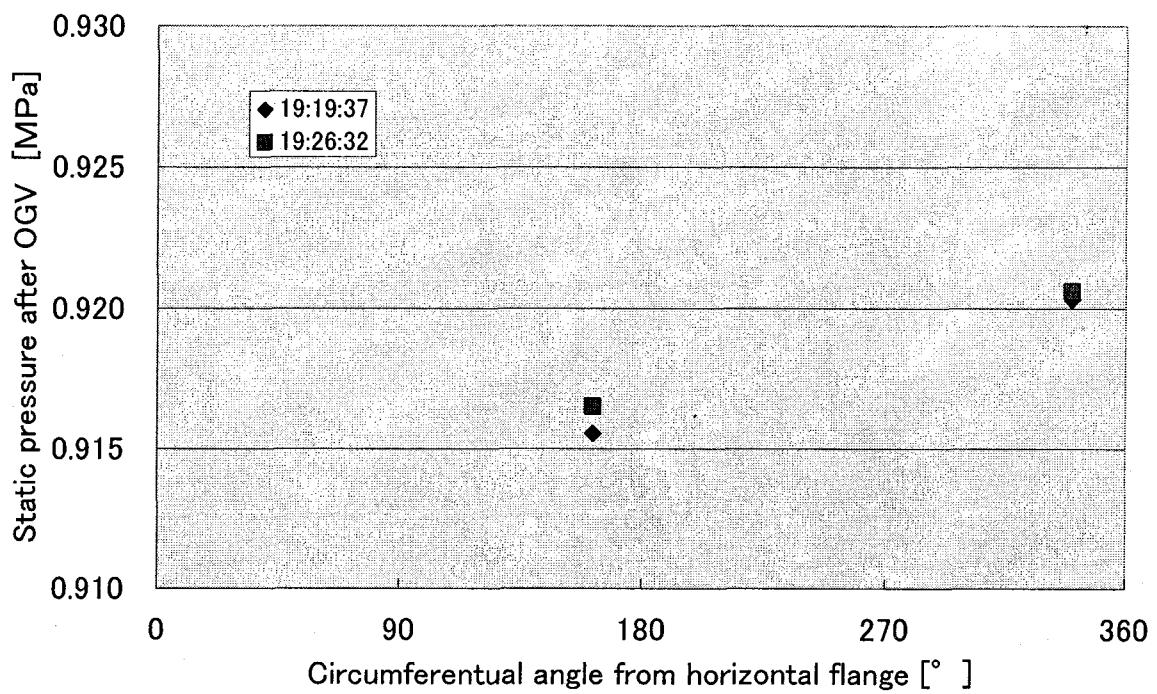


Fig. A-78 Static pressure distribution after OGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

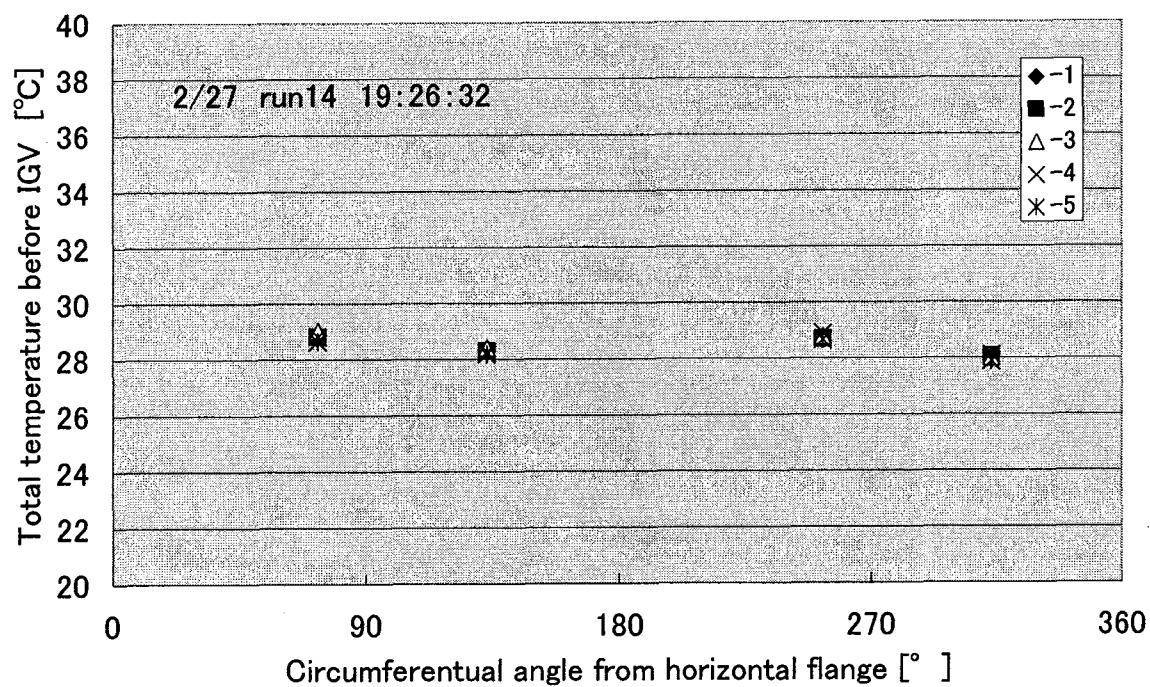
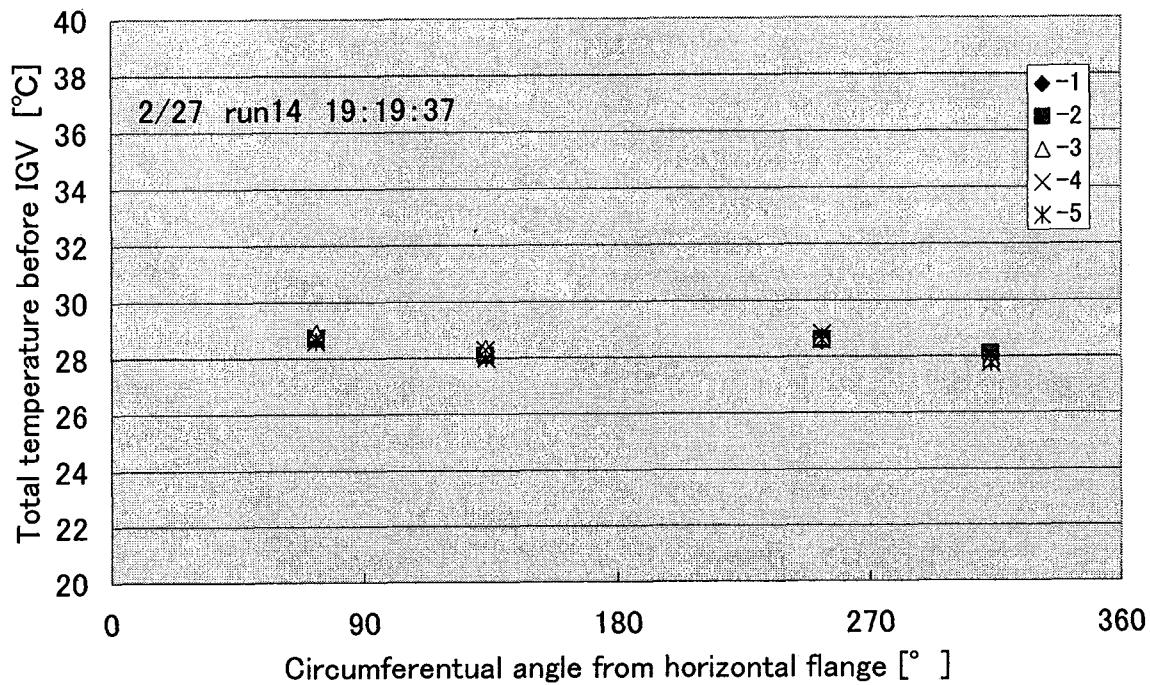


Fig. A-79 Total temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

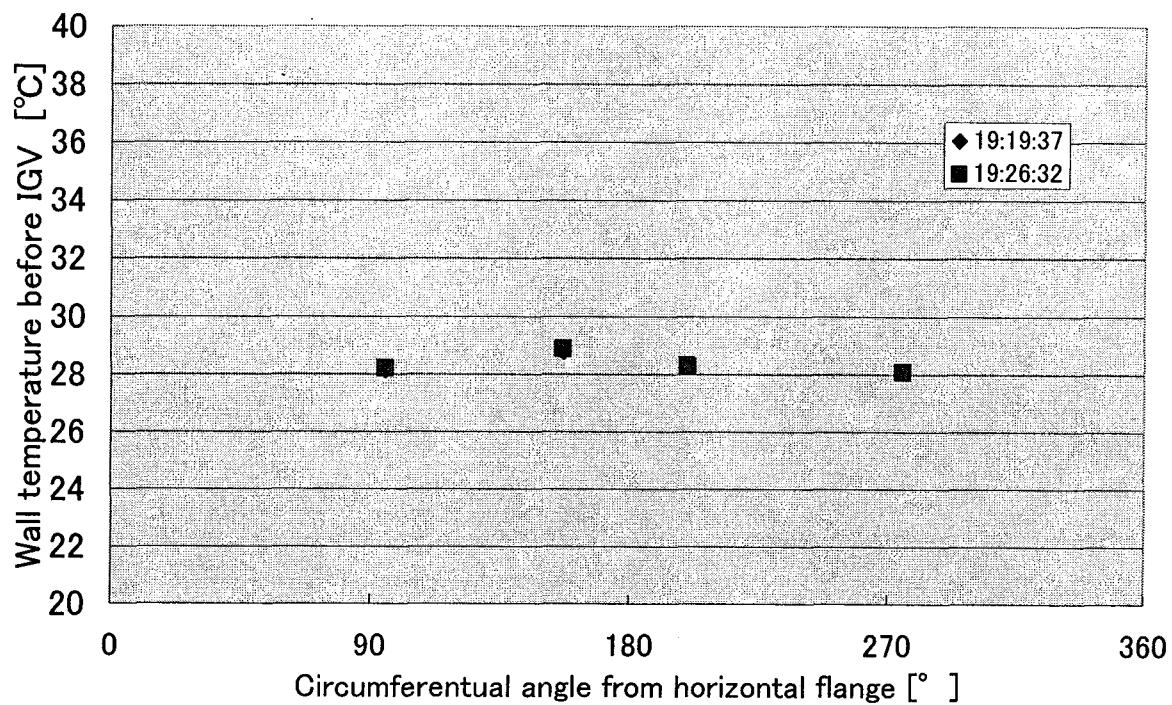


Fig. A-80 Wall temperature distribution before IGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

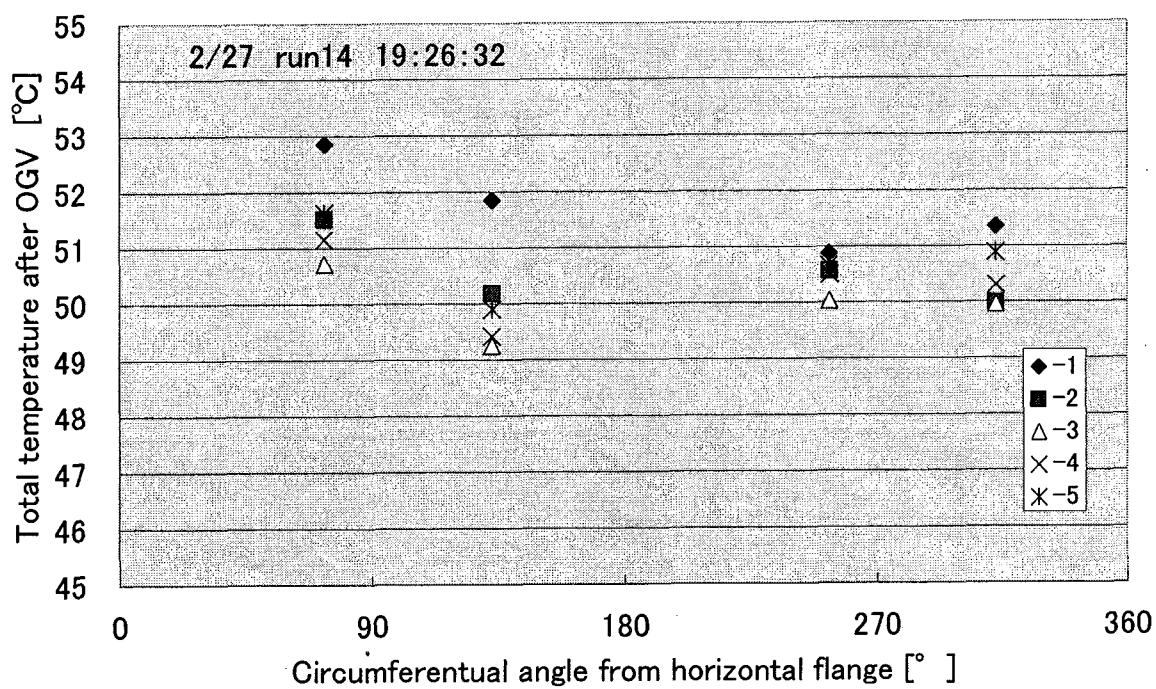
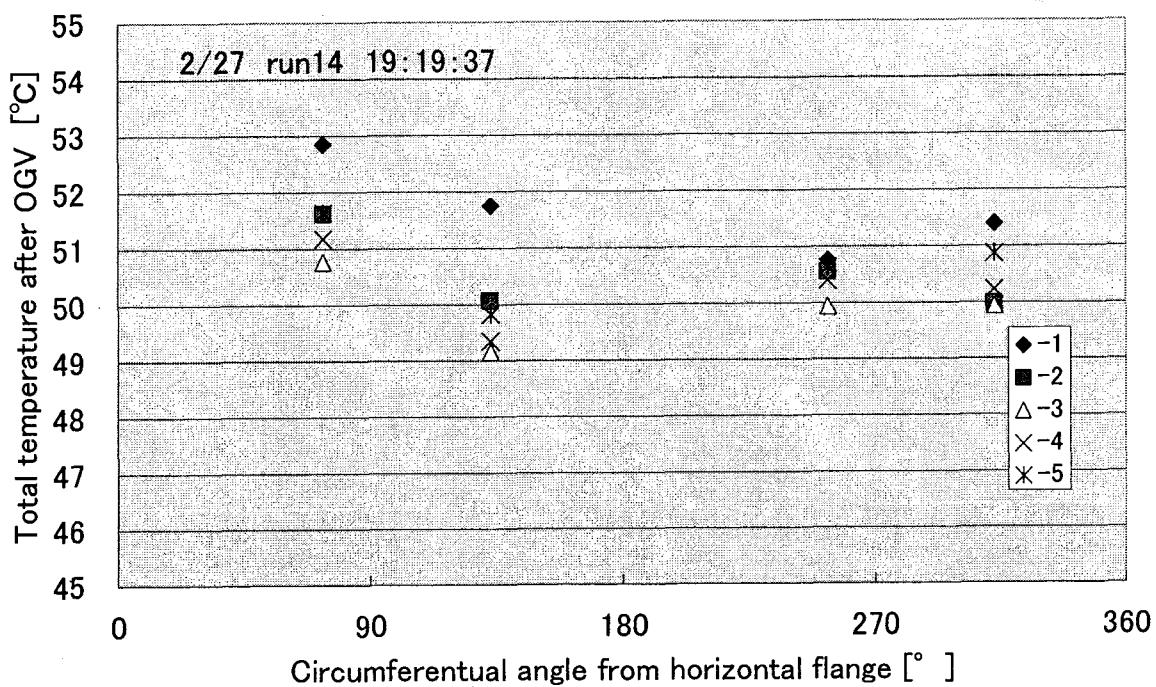


Fig. A-81 Total temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

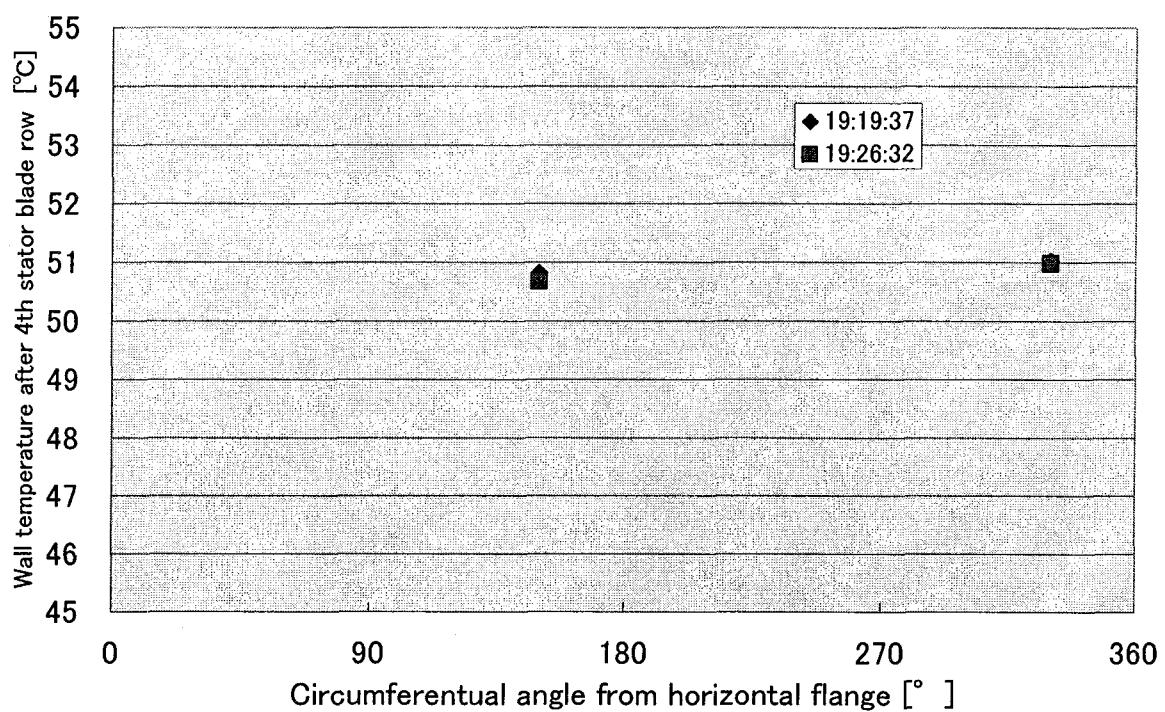


Fig. A-82 Wall temperature distribution after OGV
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

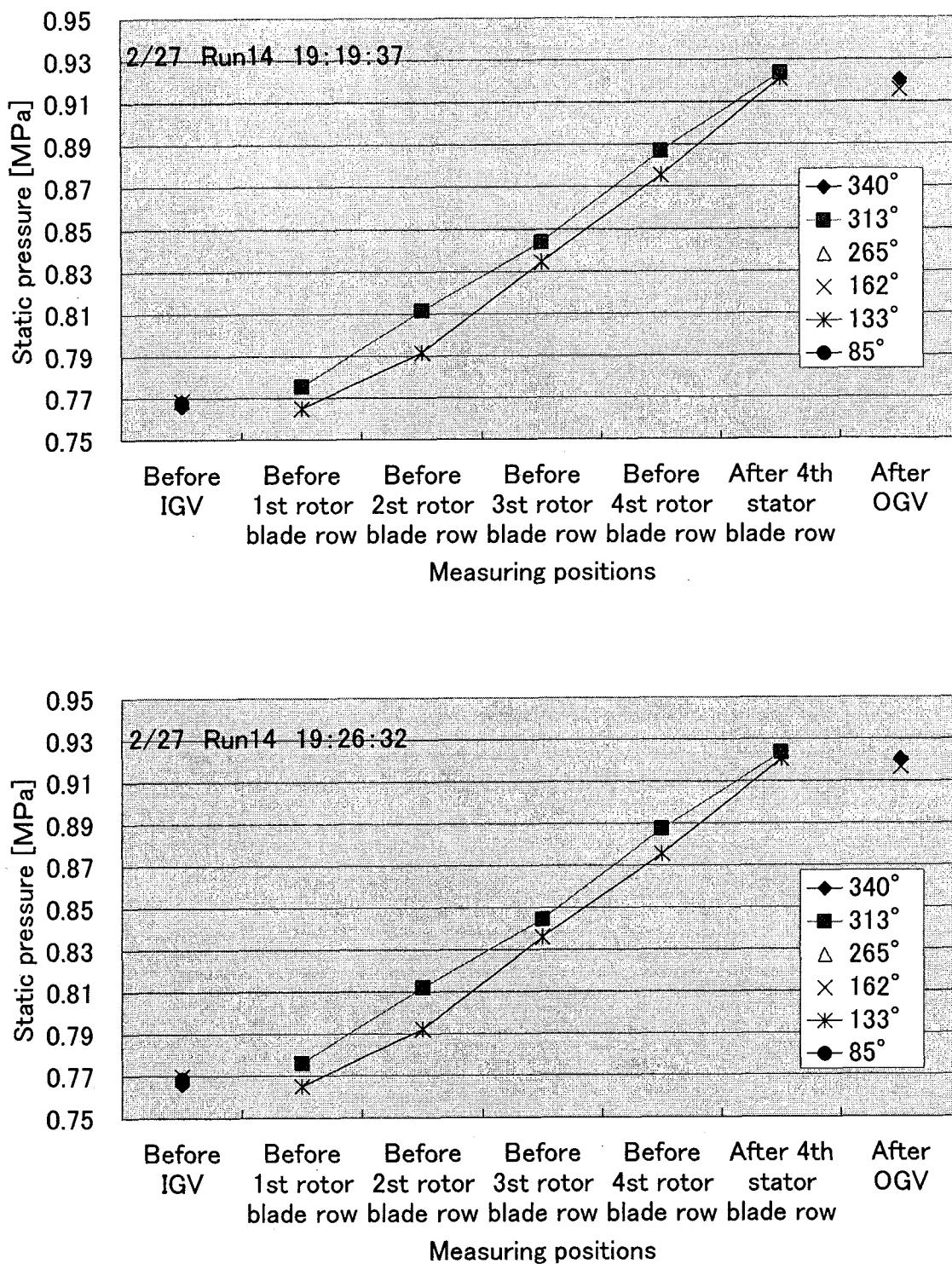


Fig. A-83 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

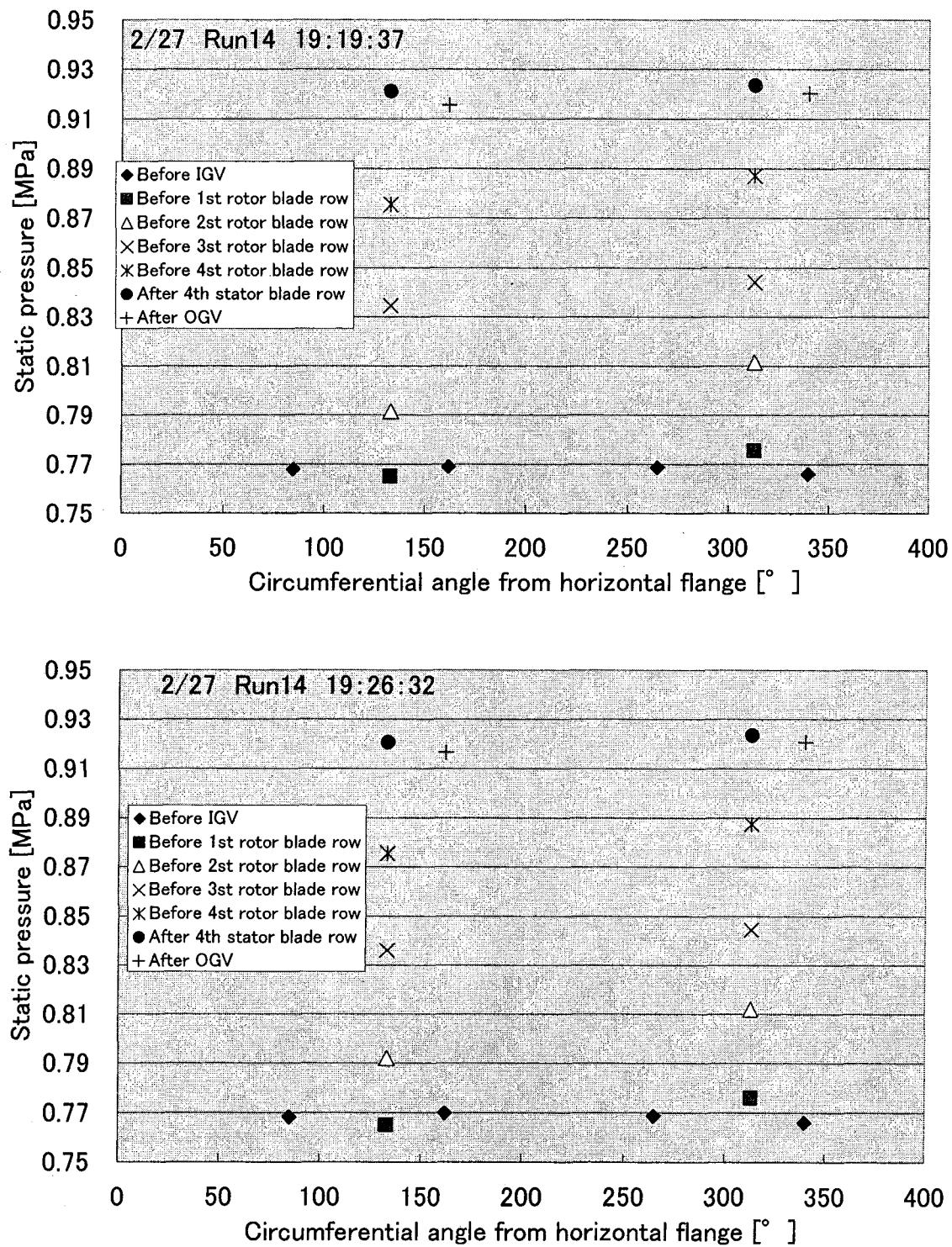


Fig. A-84 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

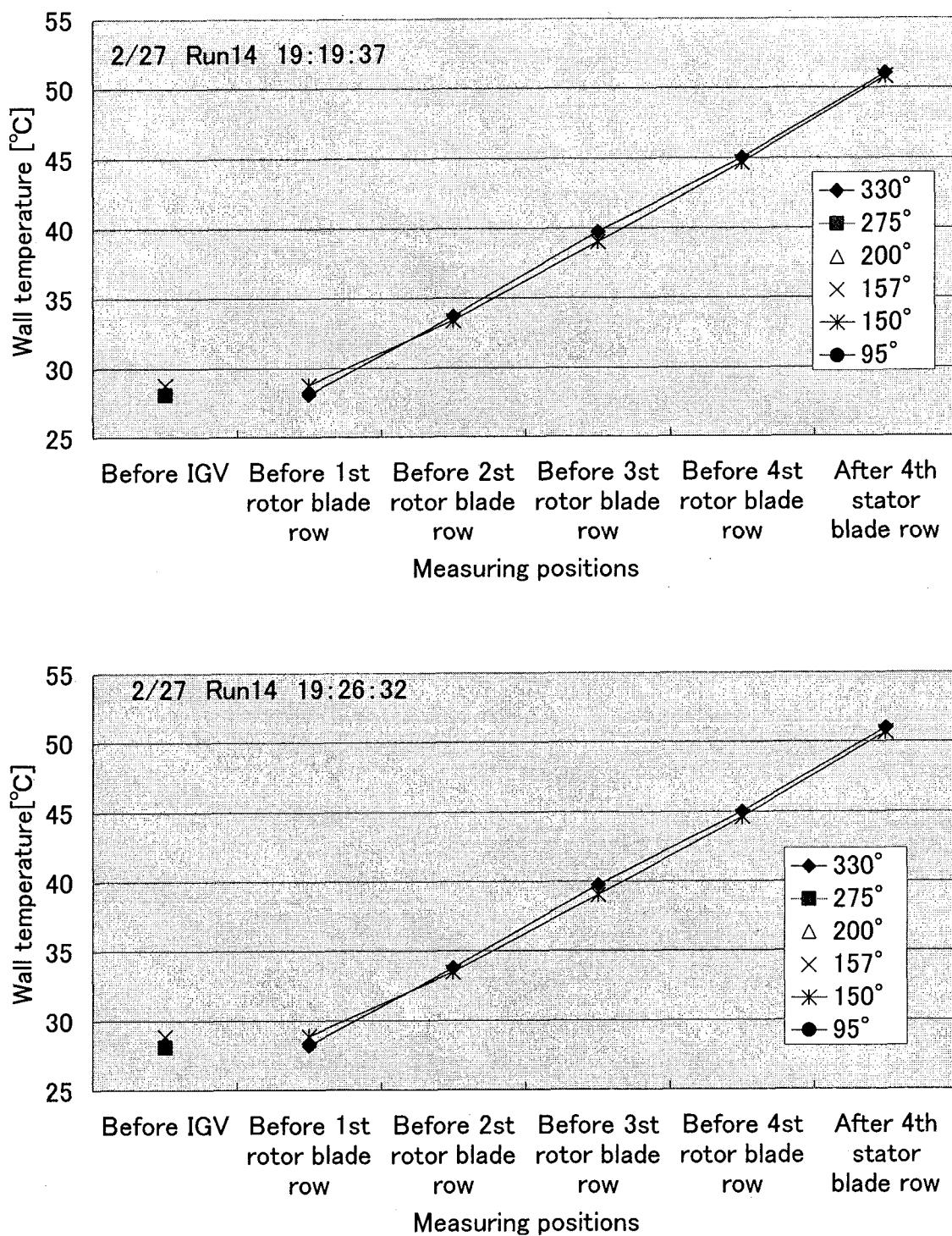


Fig. A-85 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

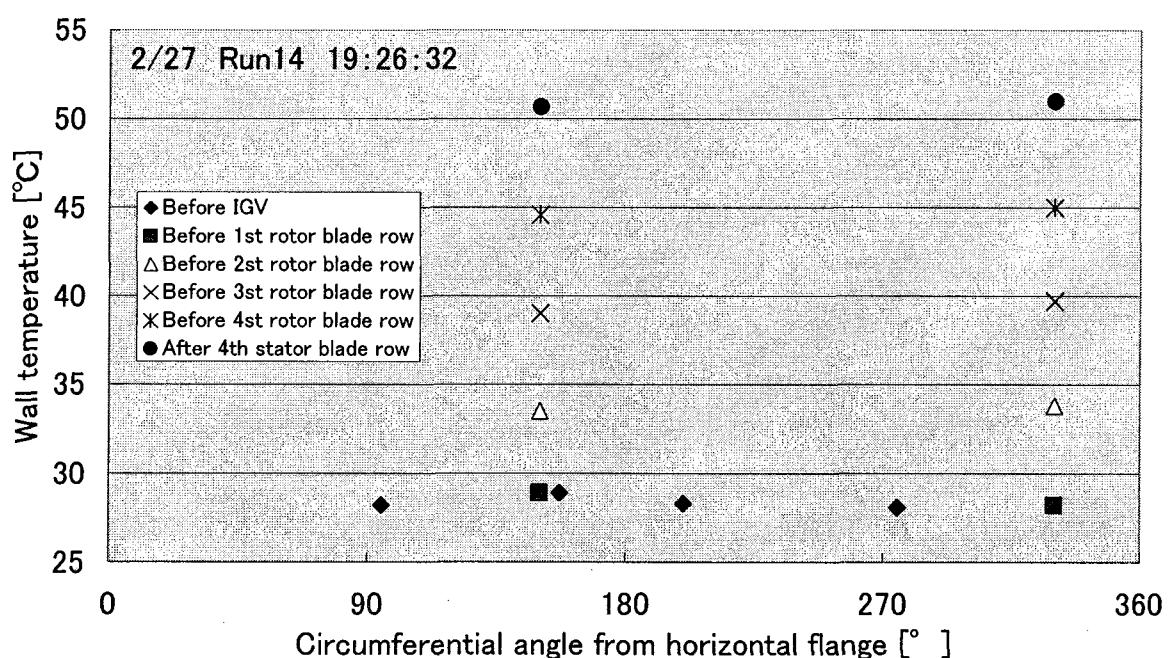
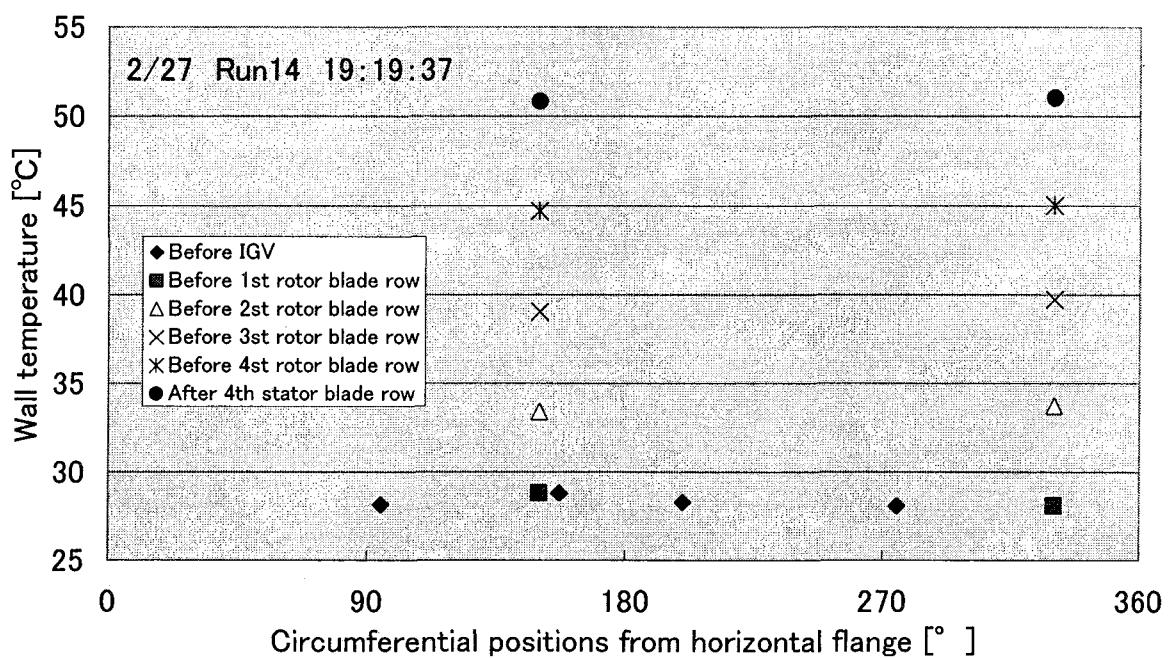


Fig. A-86 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 1 RUN14 2/27/2004 19:19:37 & 19:26:32)

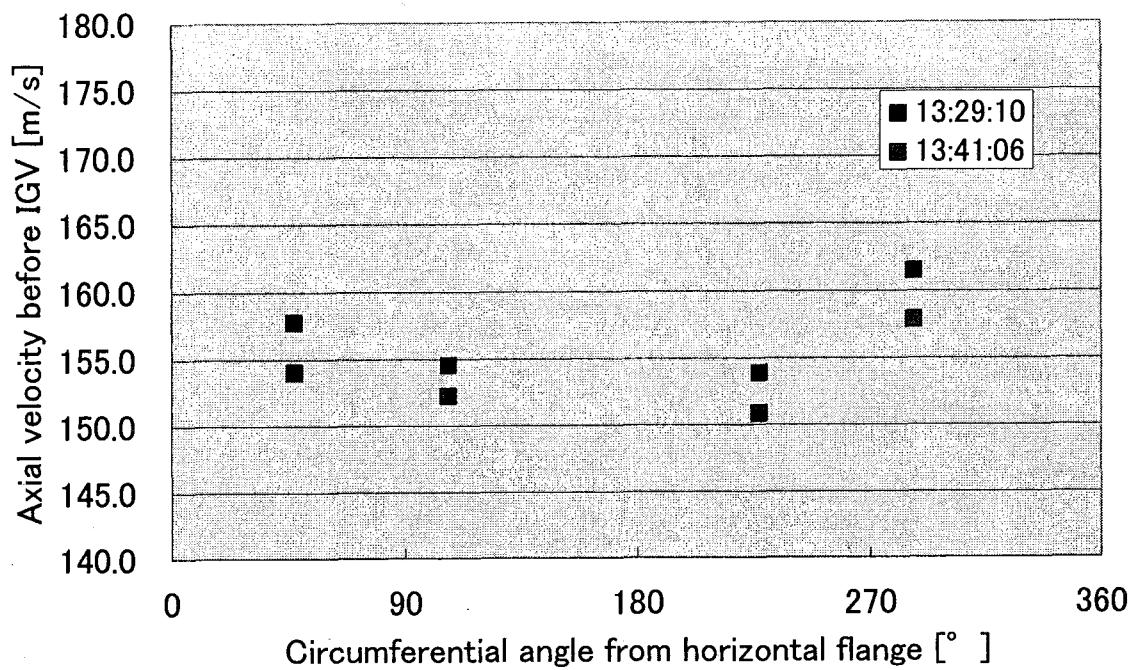


Fig. A-87 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

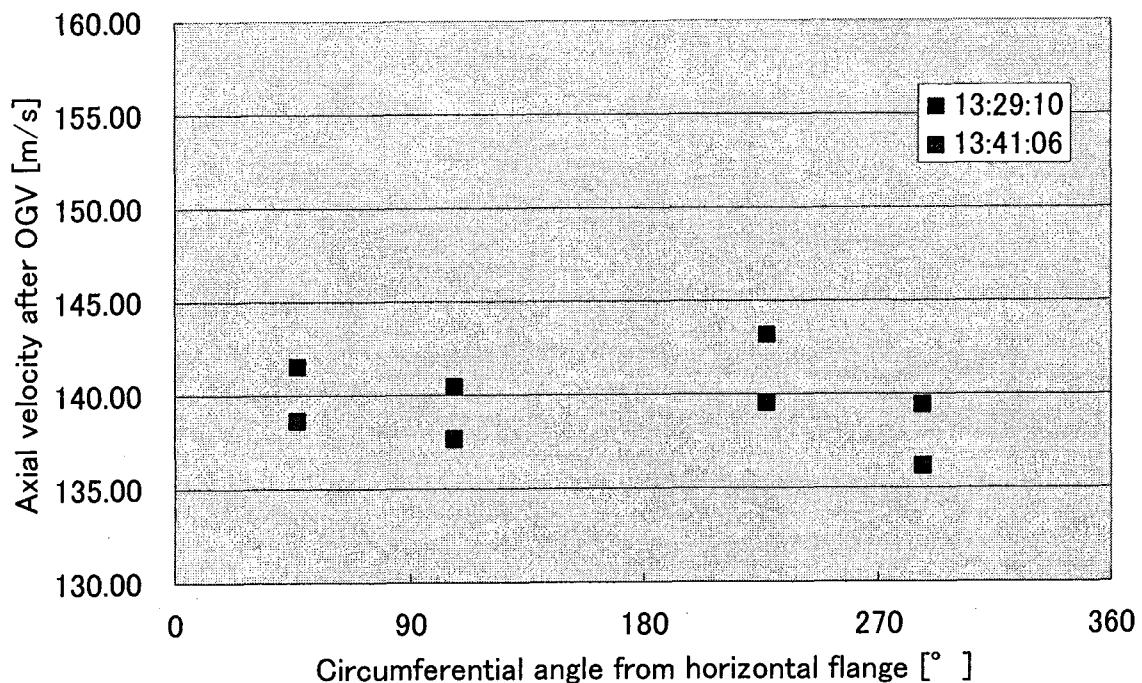


Fig. A-88 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

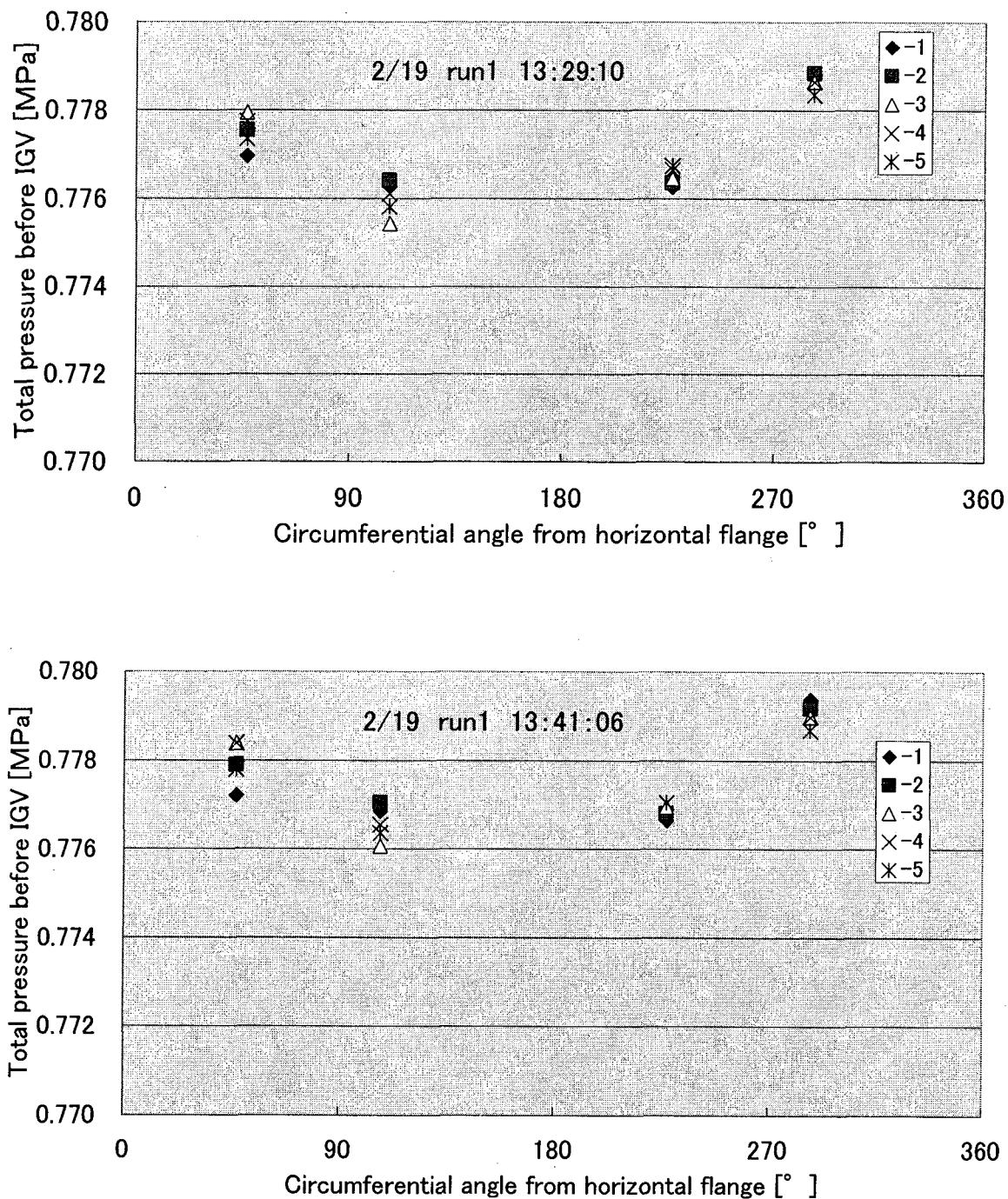


Fig. A-89 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

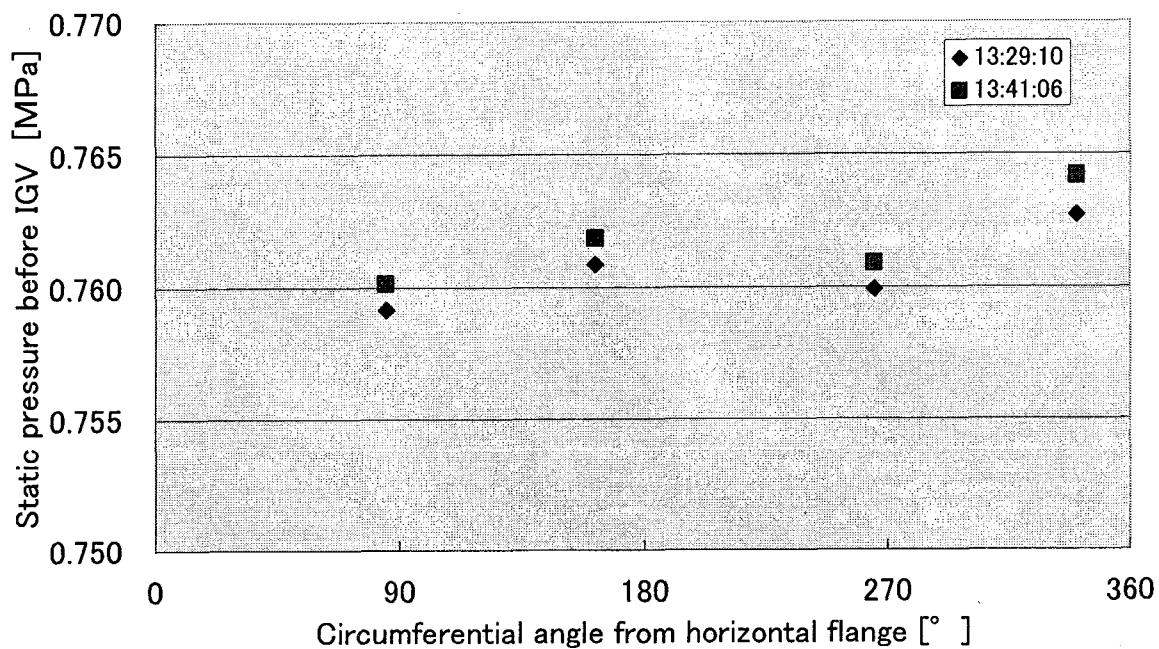


Fig. A-90 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

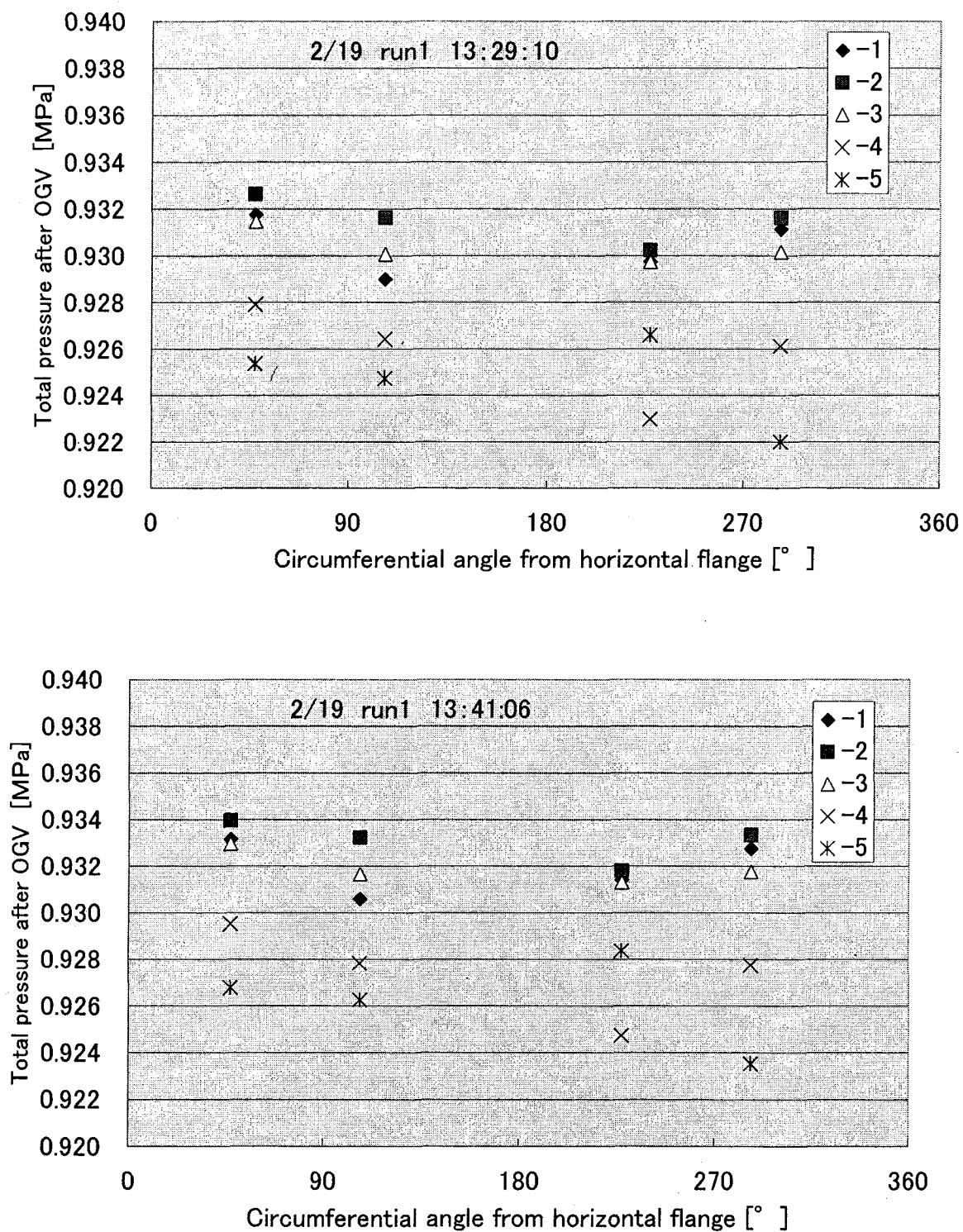


Fig. A-91 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

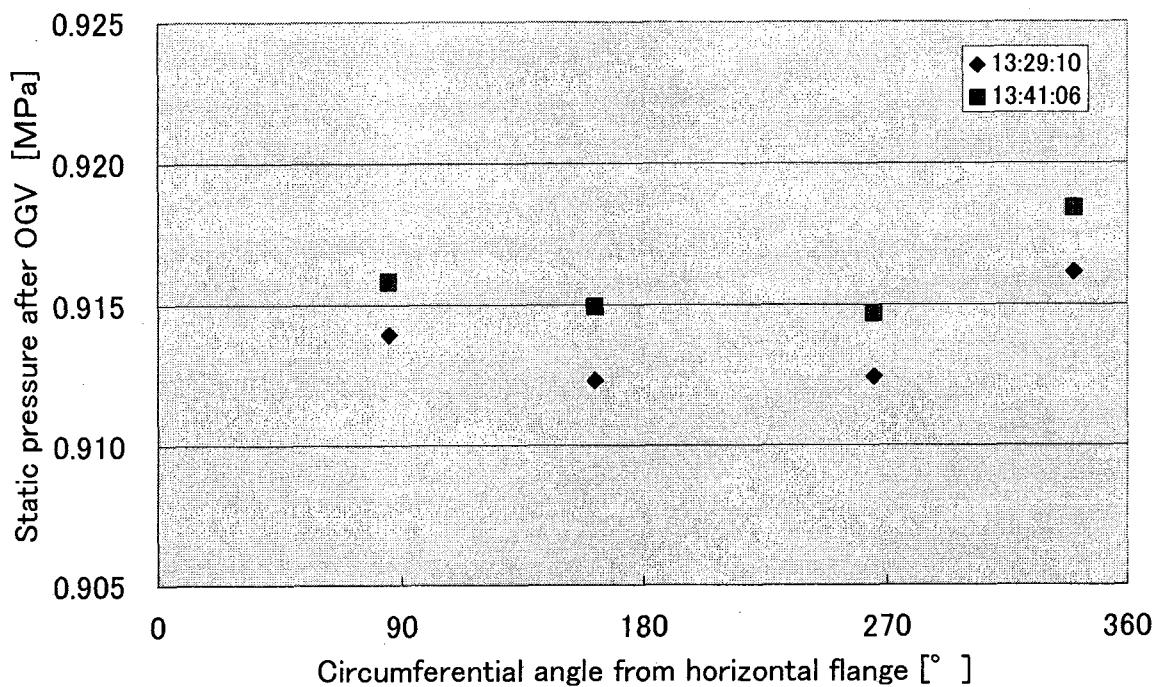


Fig. A-92 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

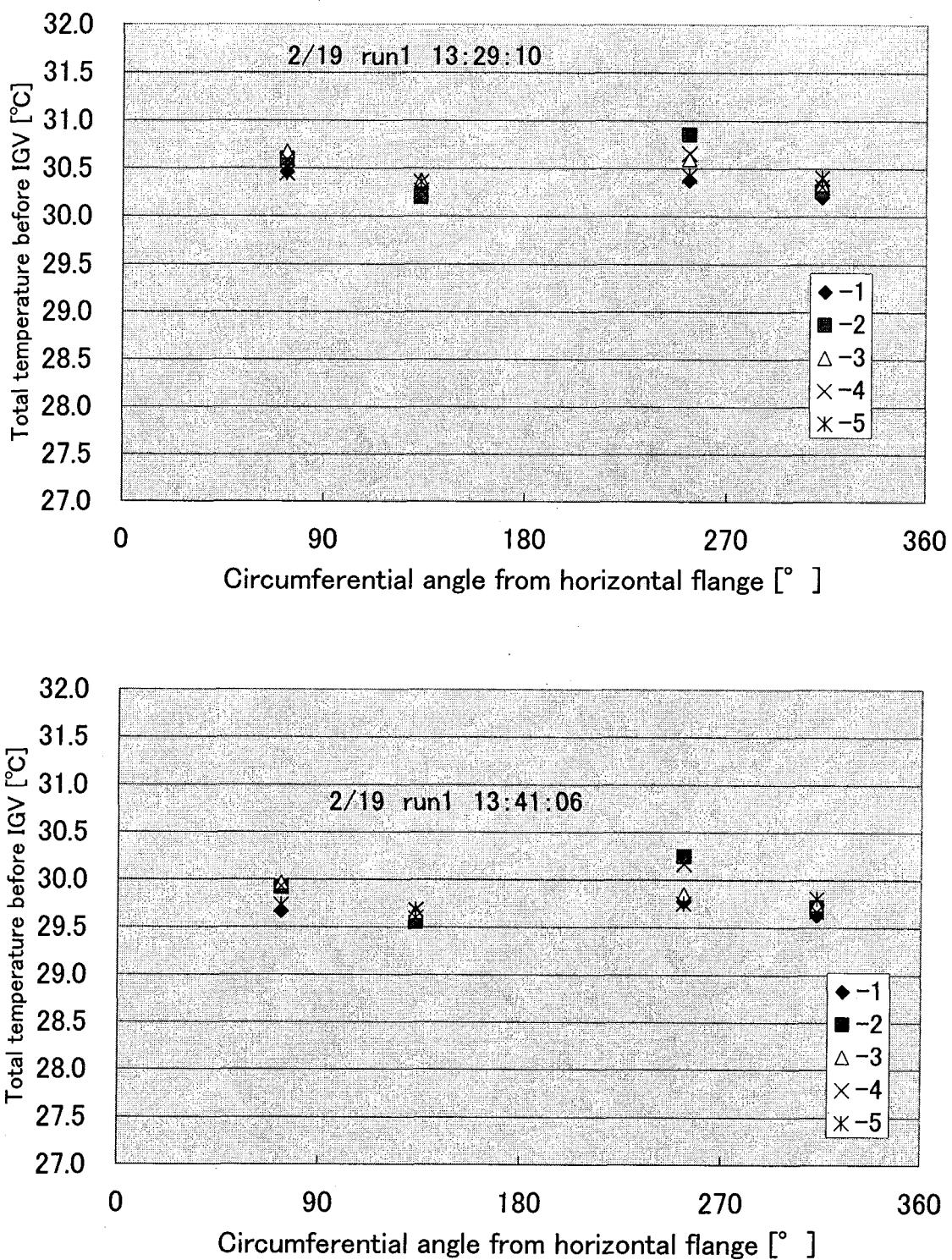


Fig. A-93 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

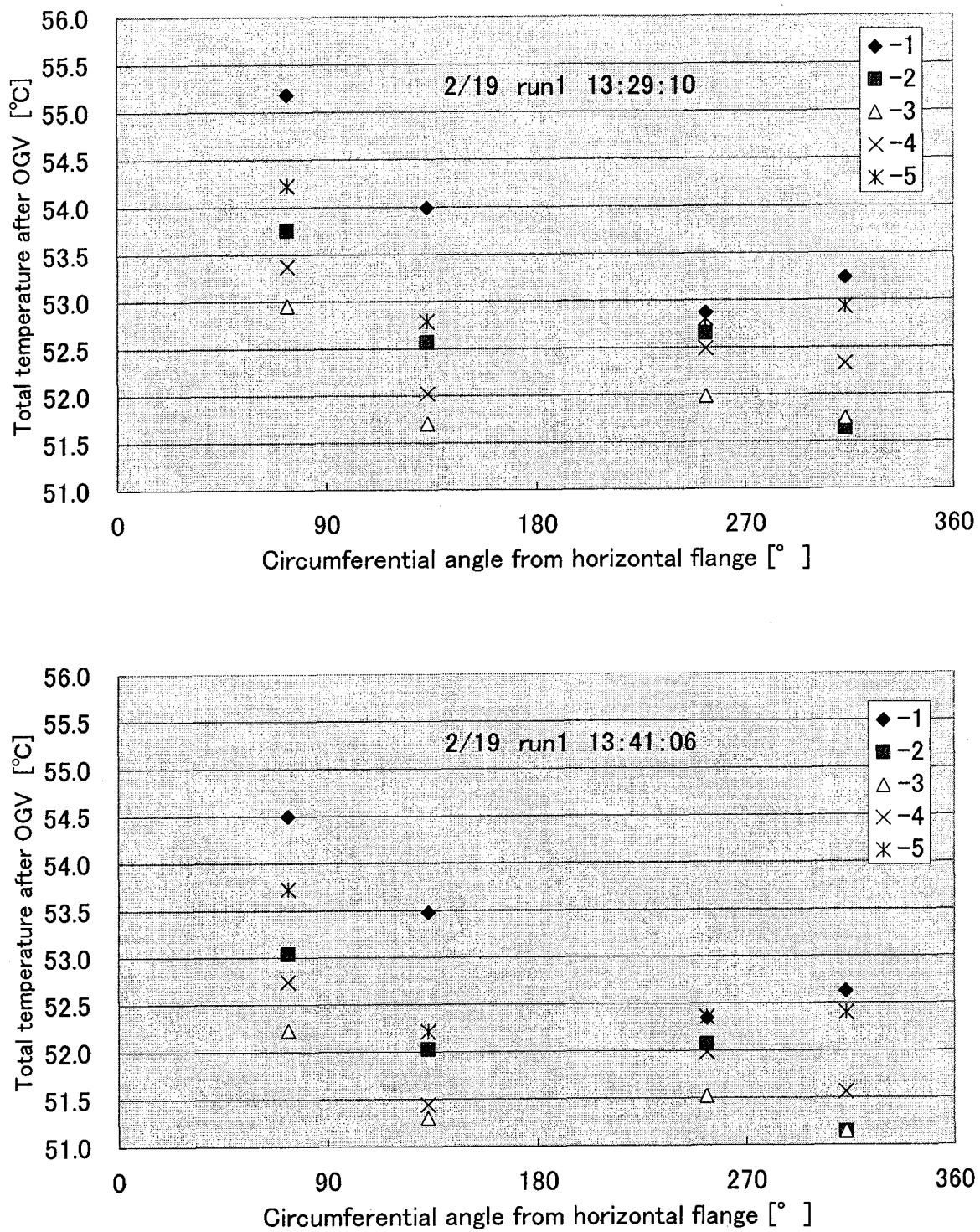


Fig. A-94 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

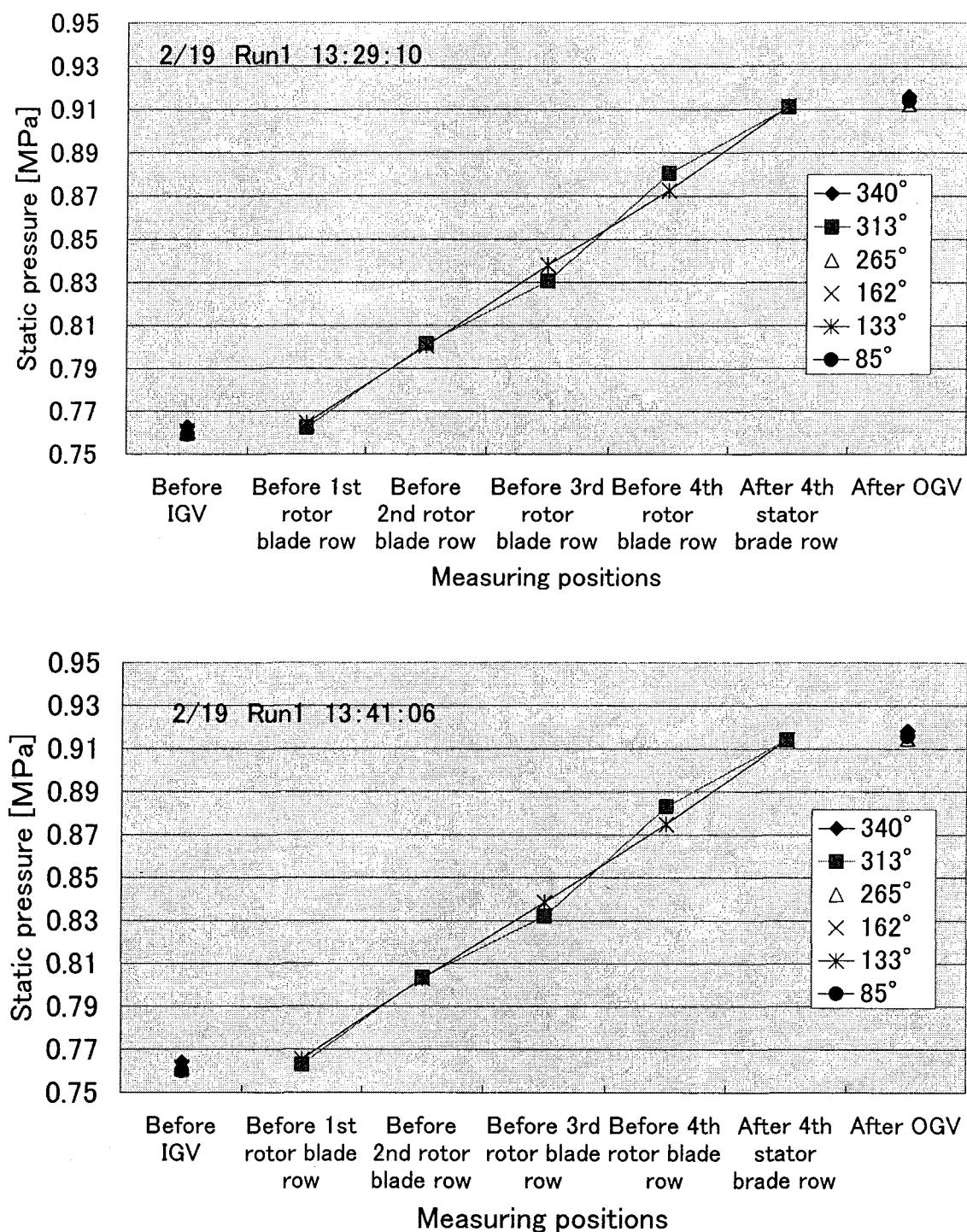


Fig. A-95 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

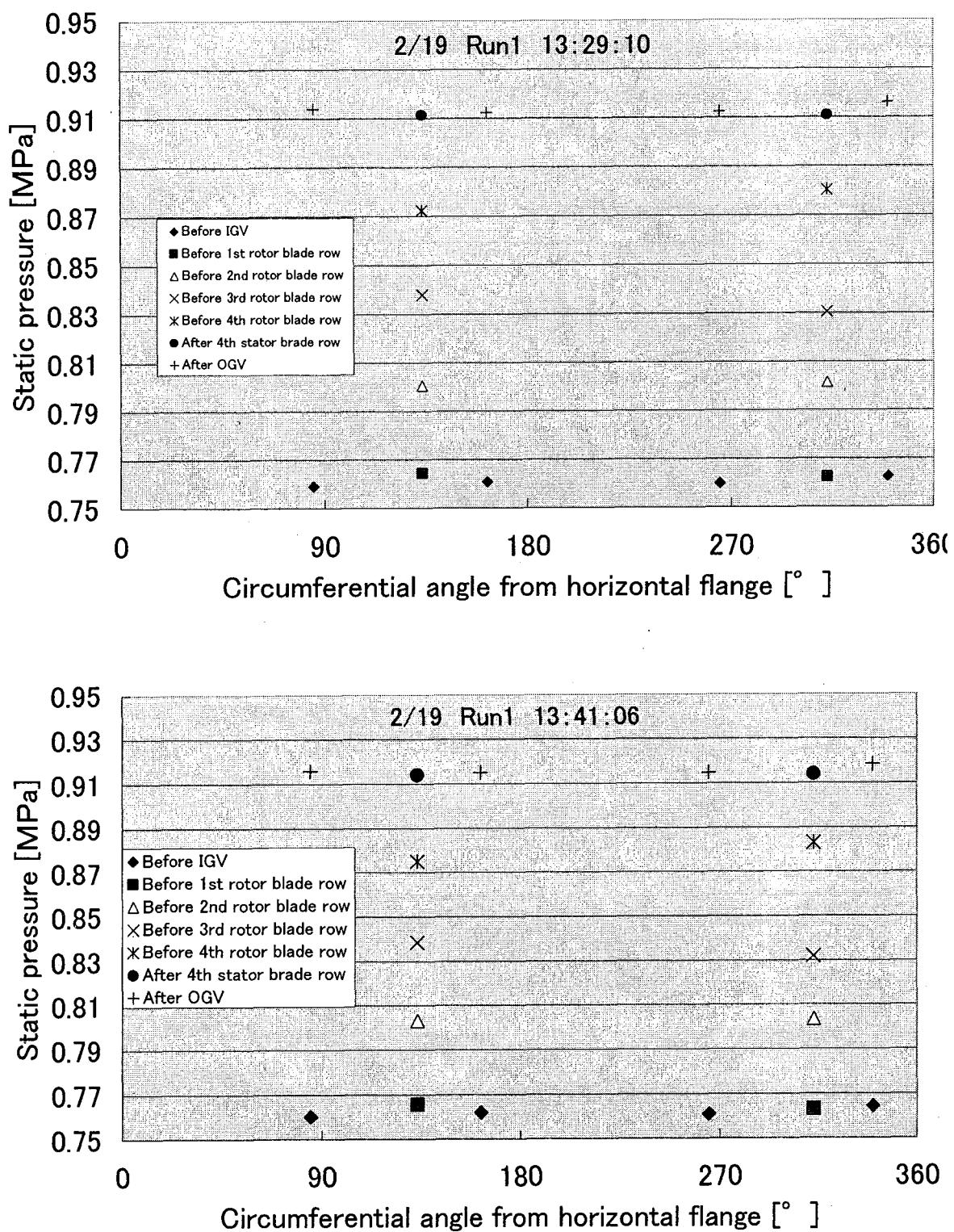


Fig. A-96 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

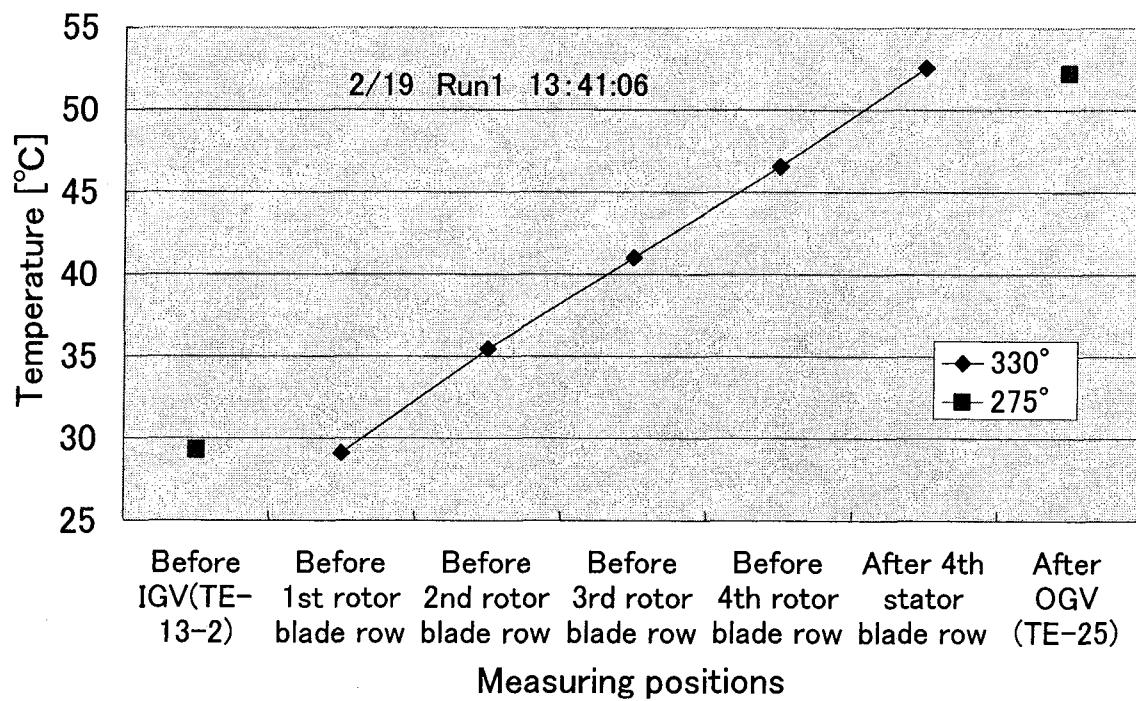
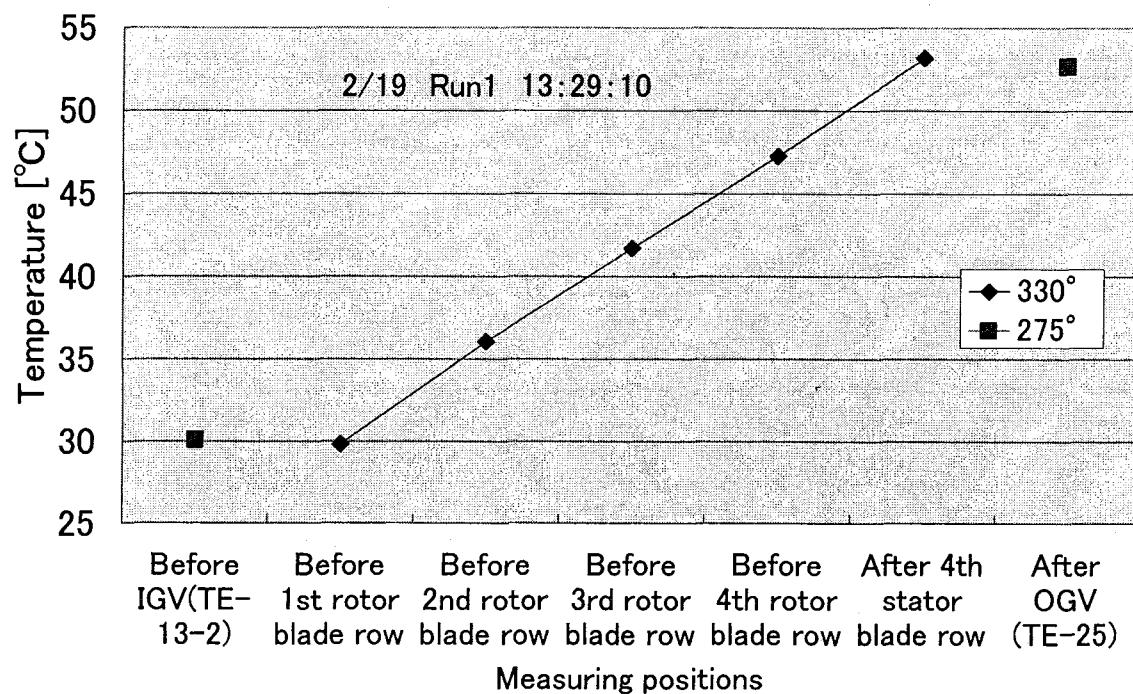


Fig. A-97 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

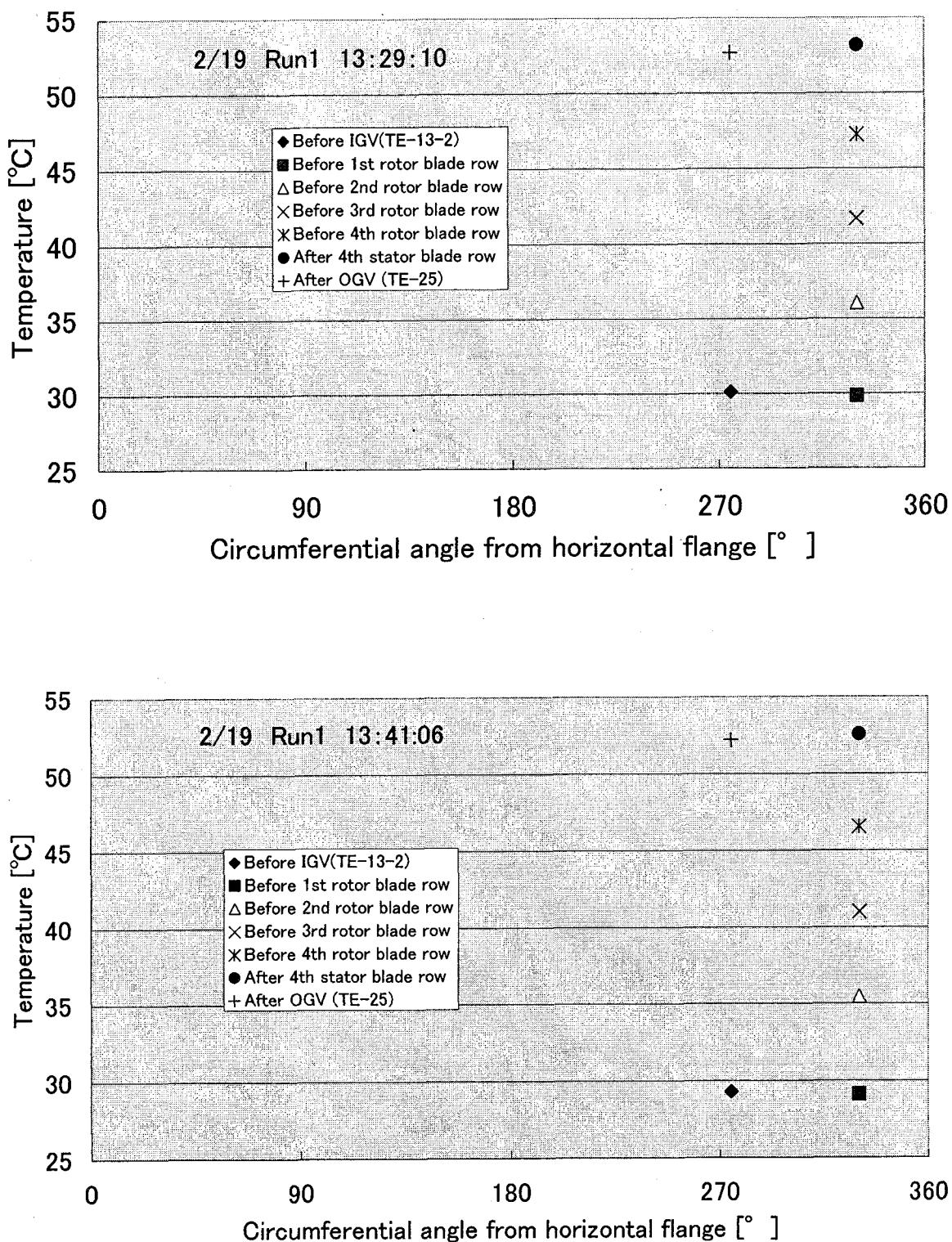


Fig. A-98 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 13:29:10 & 13:41:06)

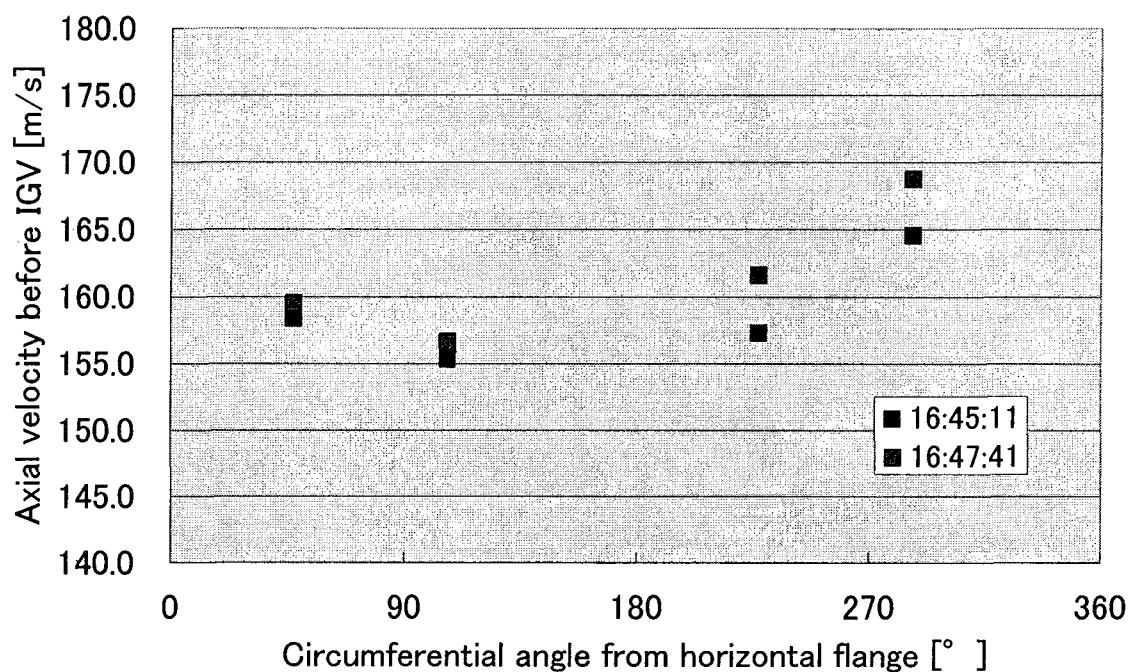


Fig. A-99 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

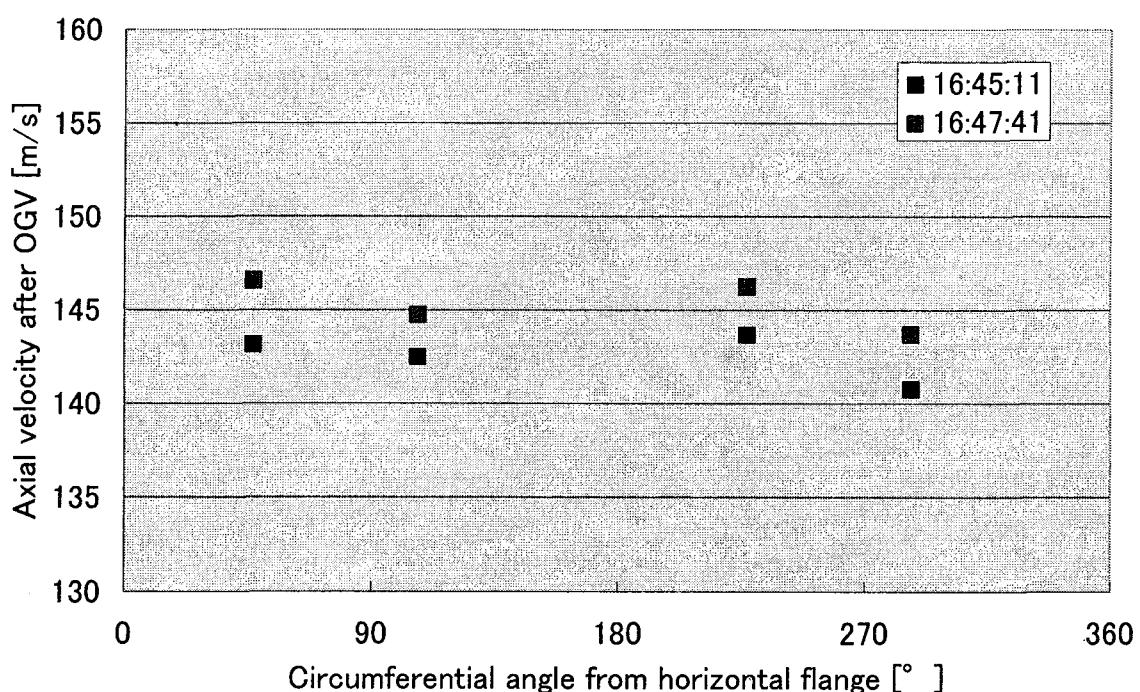


Fig. A-100 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

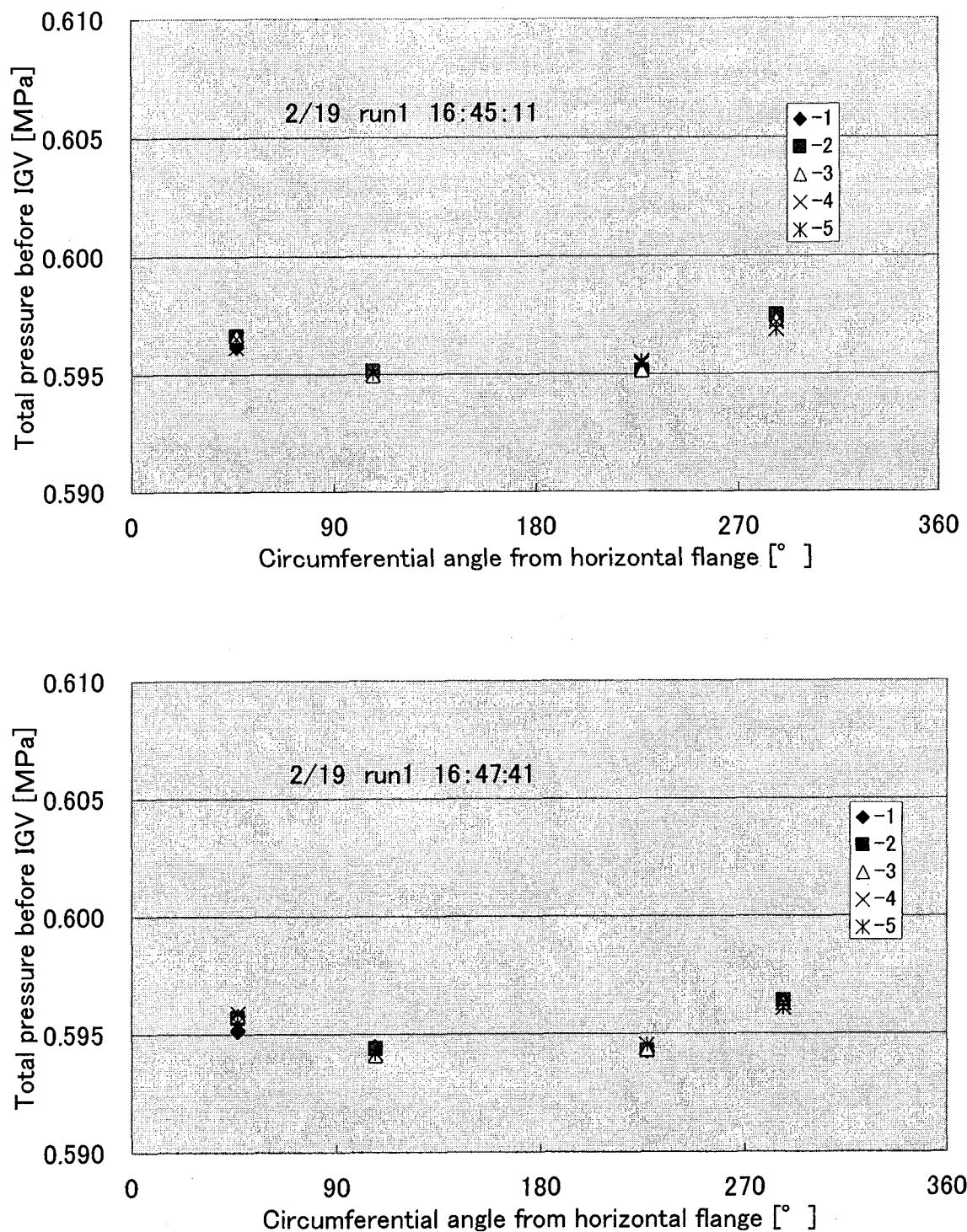


Fig. A-101 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

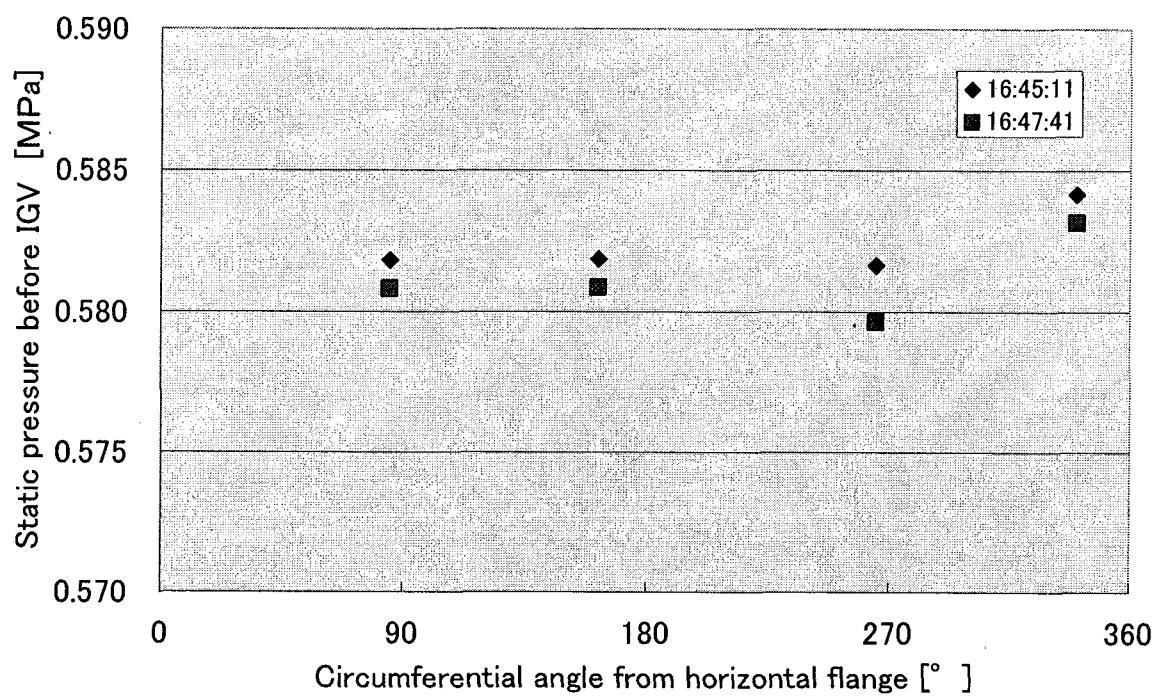


Fig. A-102 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

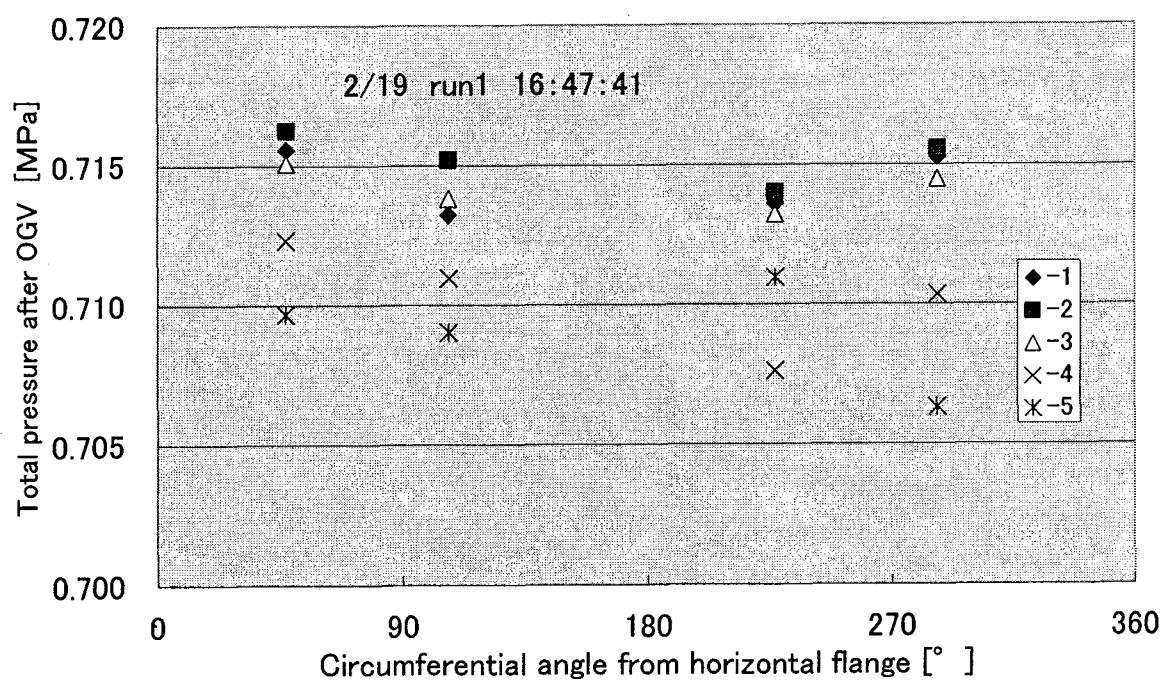
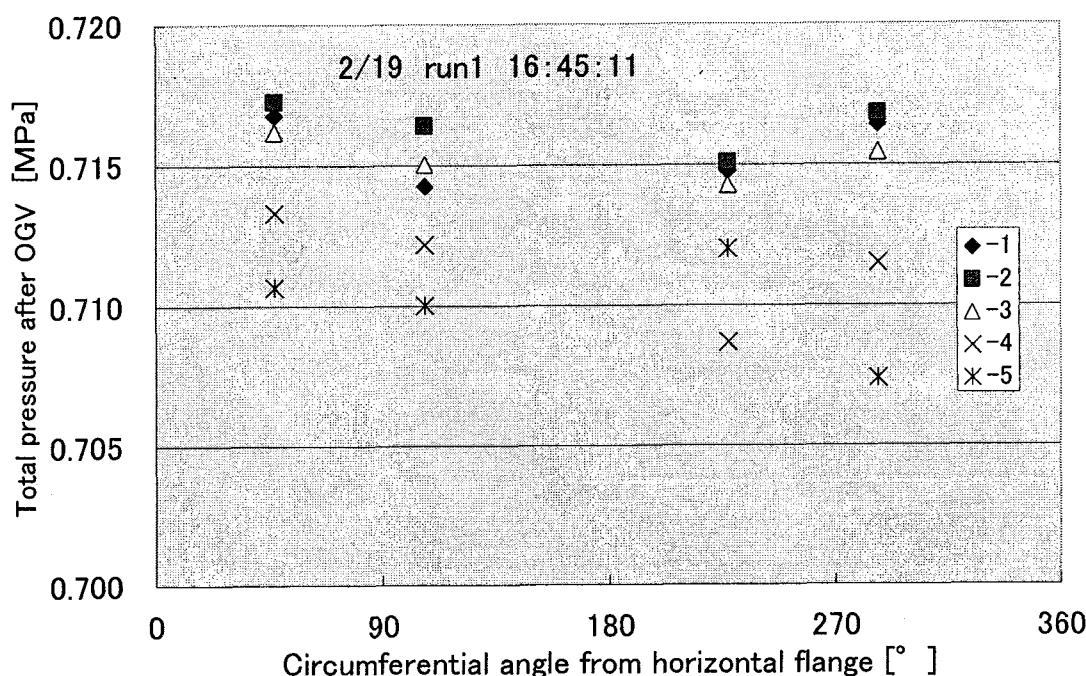


Fig. A-103 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

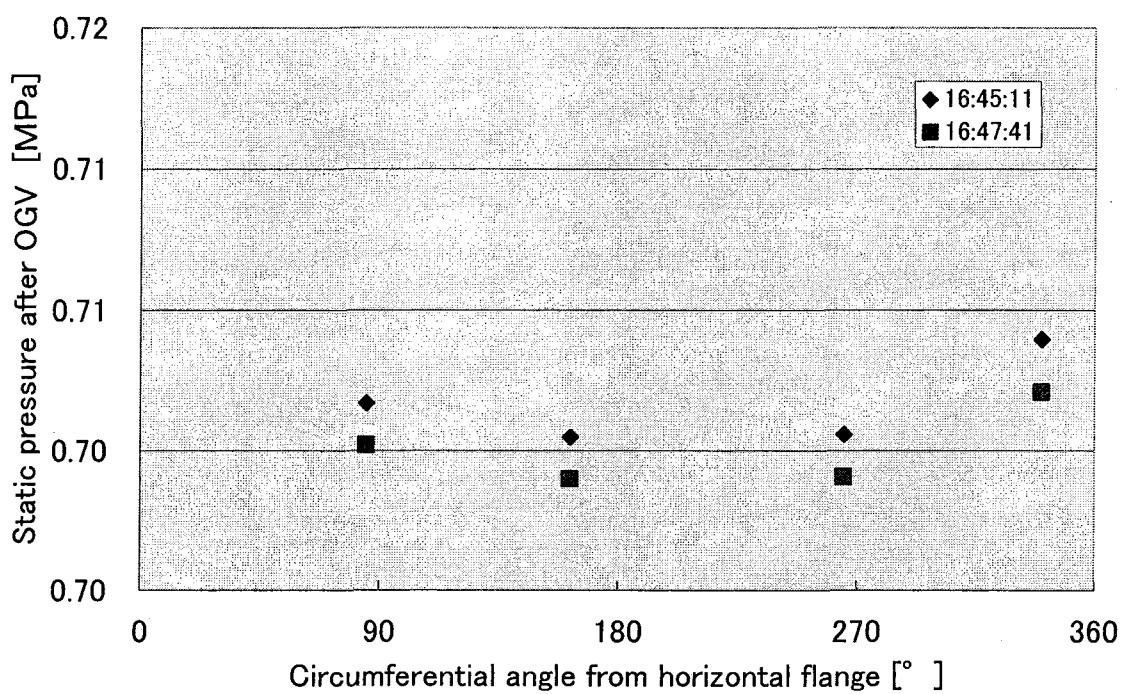


Fig. A-104 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

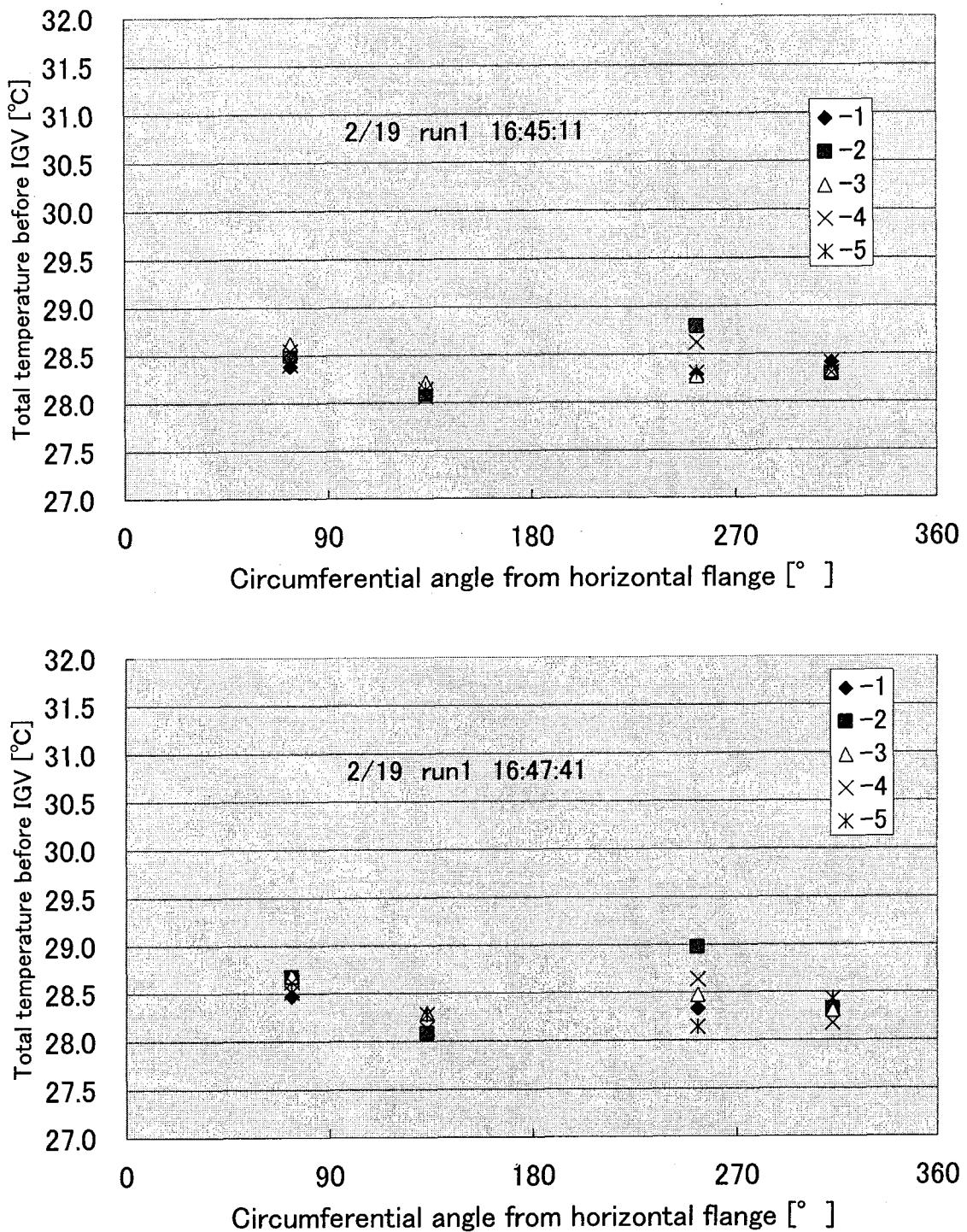


Fig. A-105 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

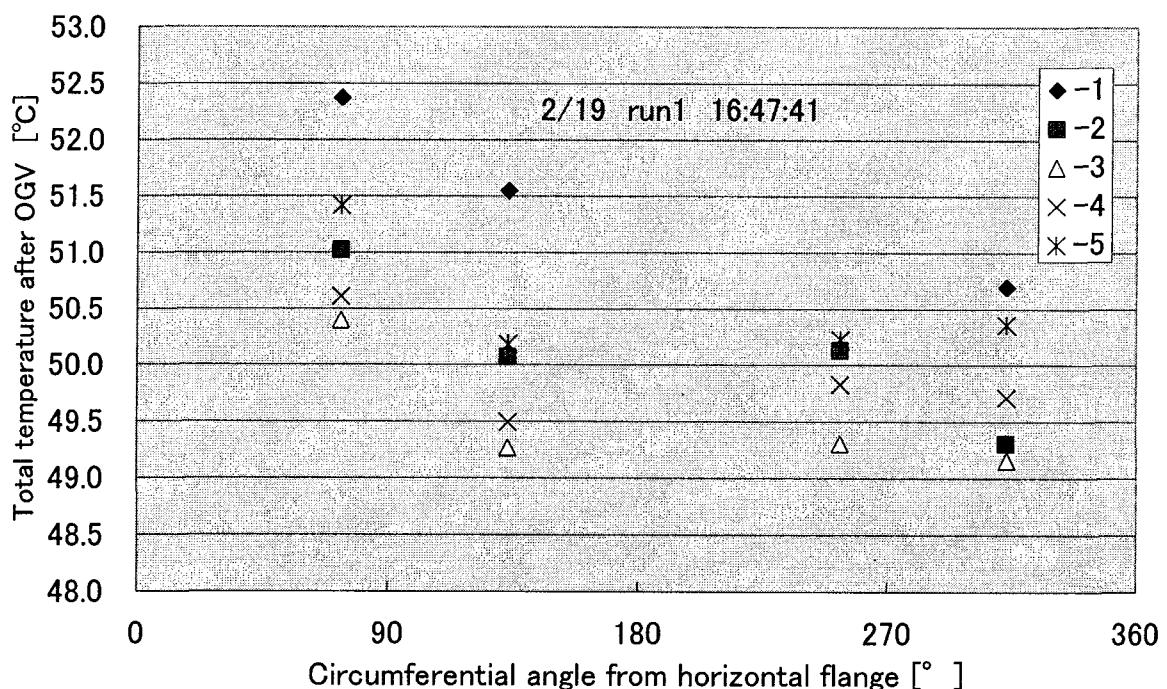
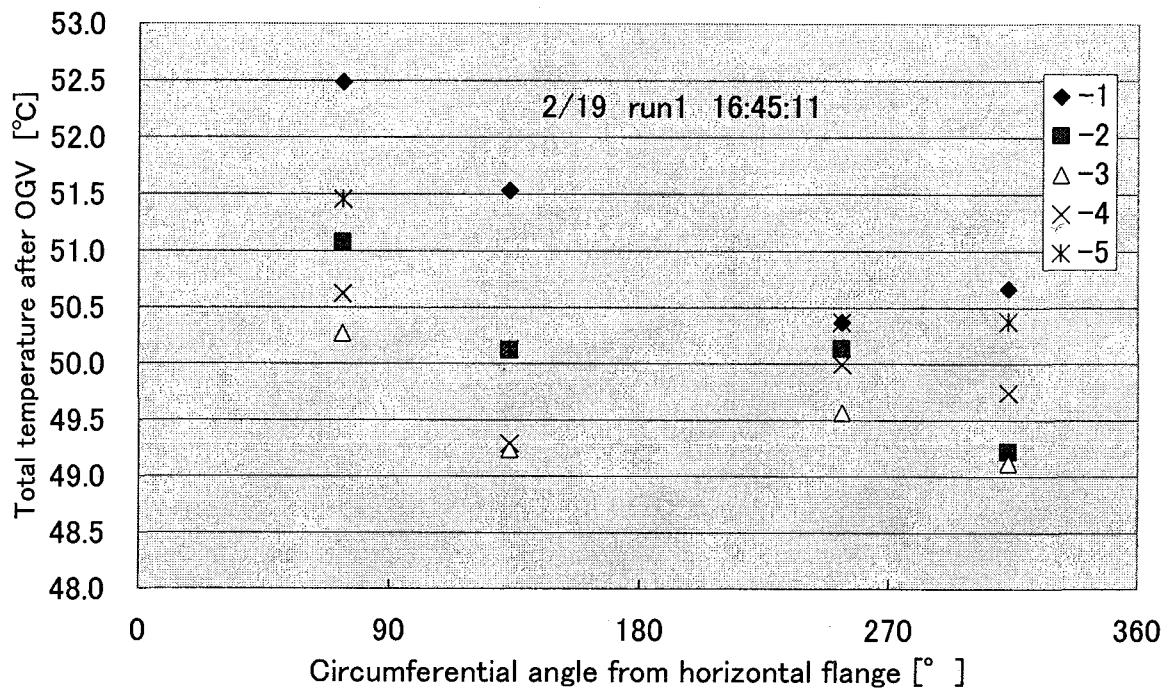


Fig. A-106 Total temperature distribution after OGV

(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

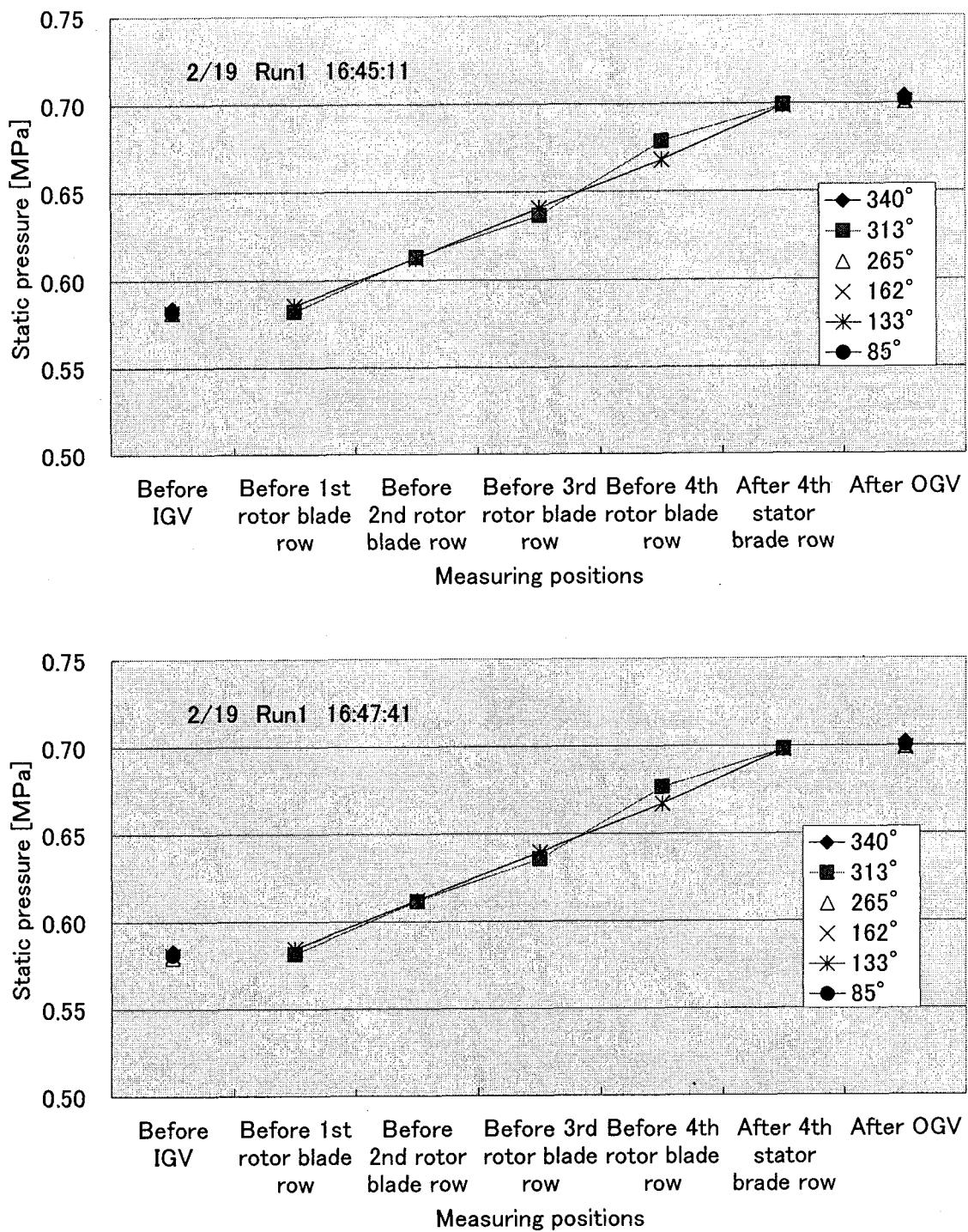


Fig. A-107 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

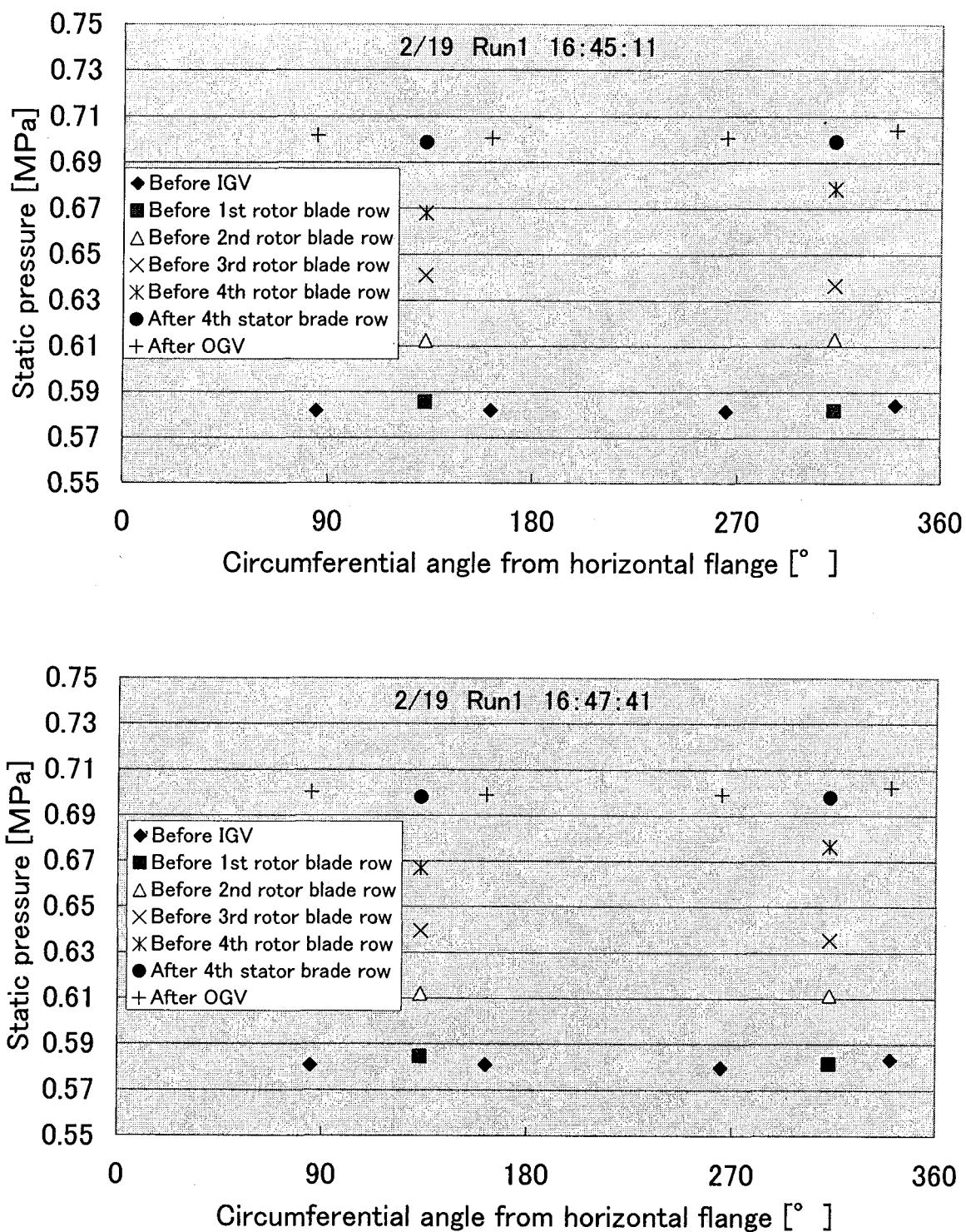


Fig. A-108 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

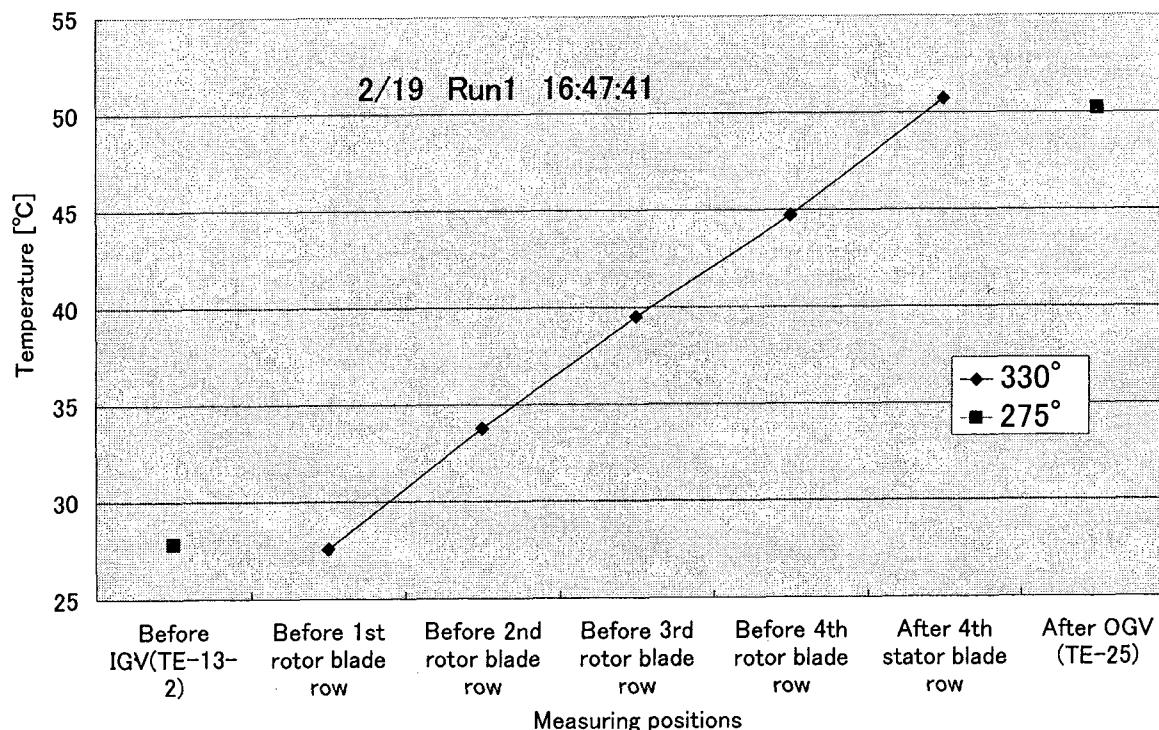
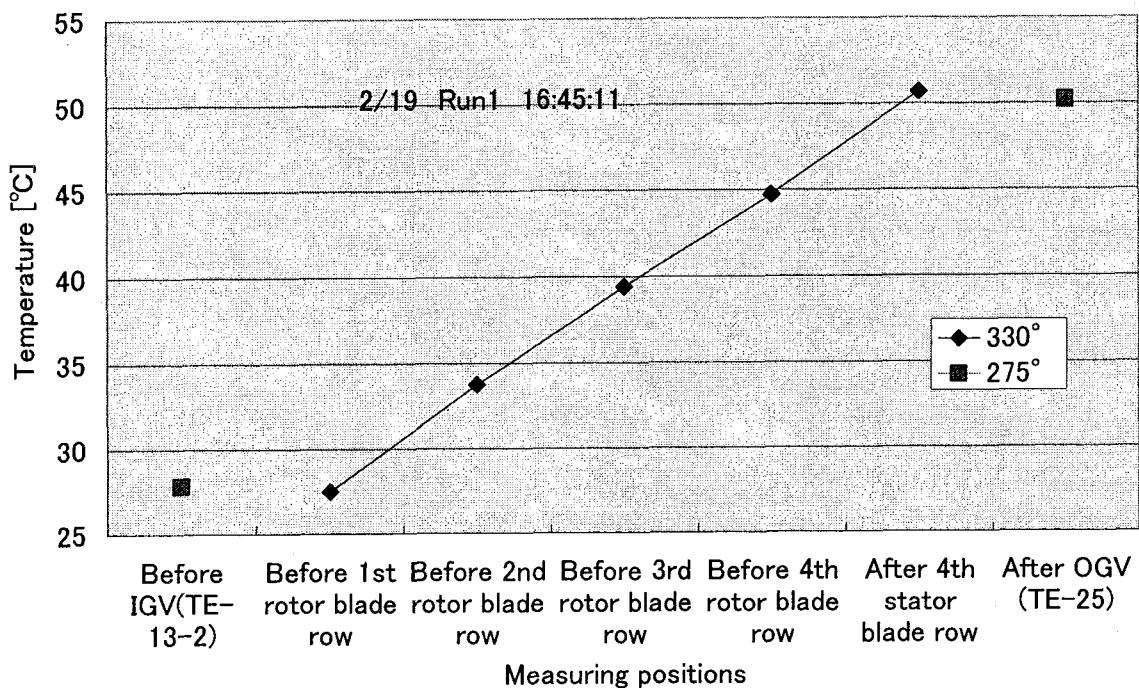


Fig. A-109 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

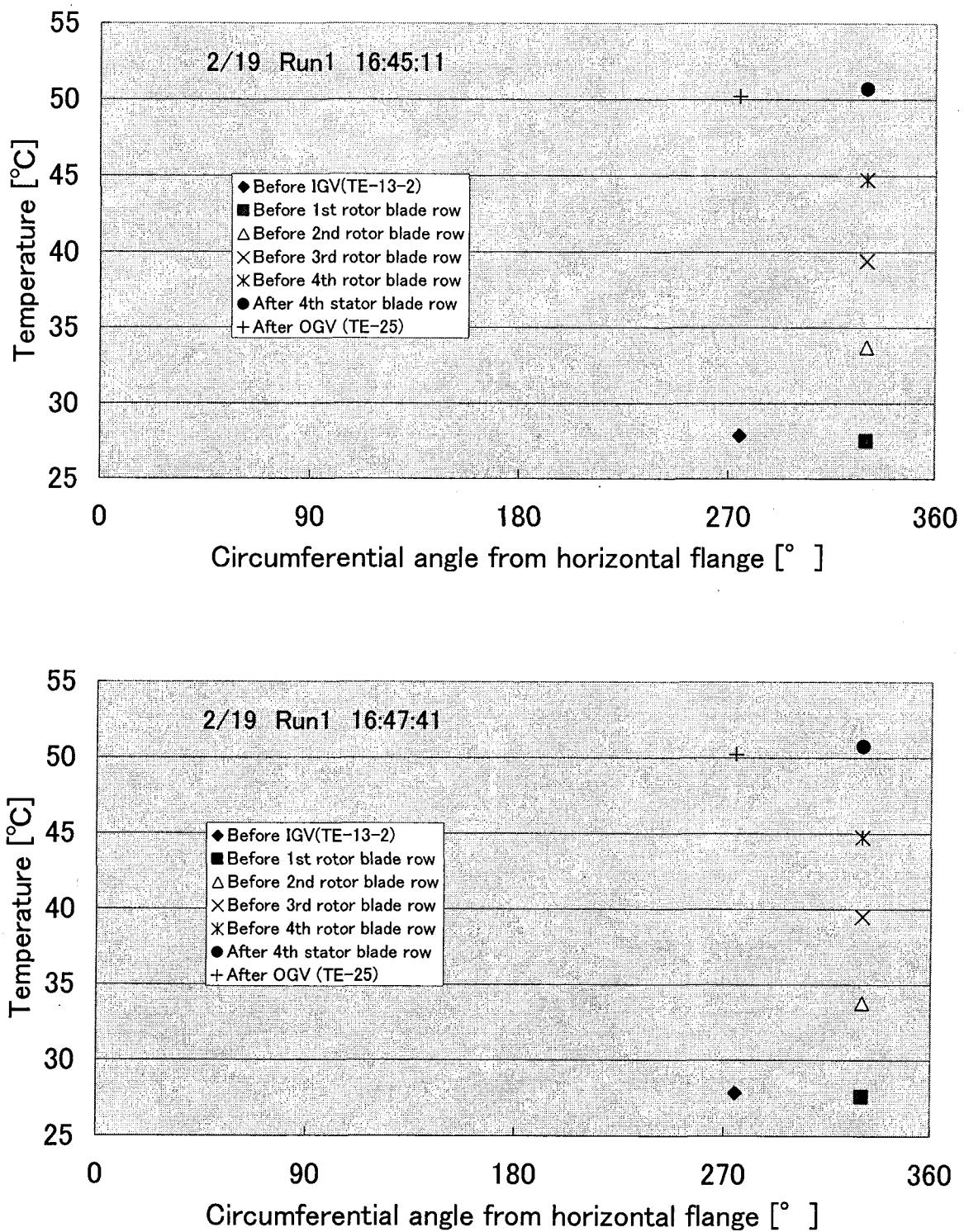


Fig. A-110 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 16:45:11 & 16:47:41)

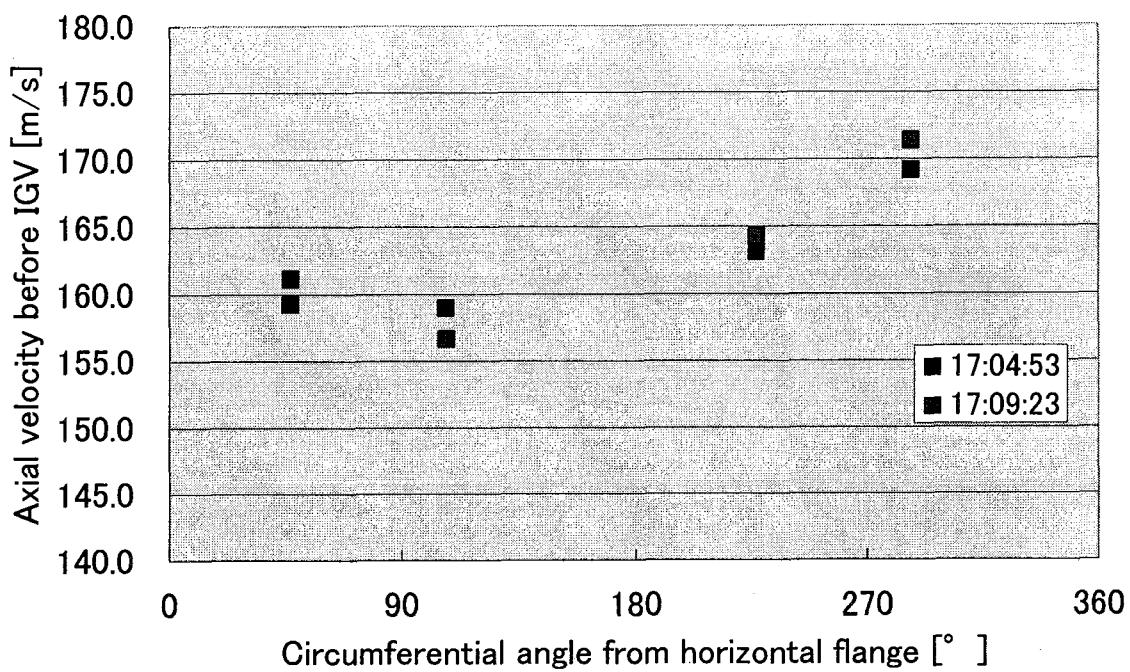


Fig. A-111 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

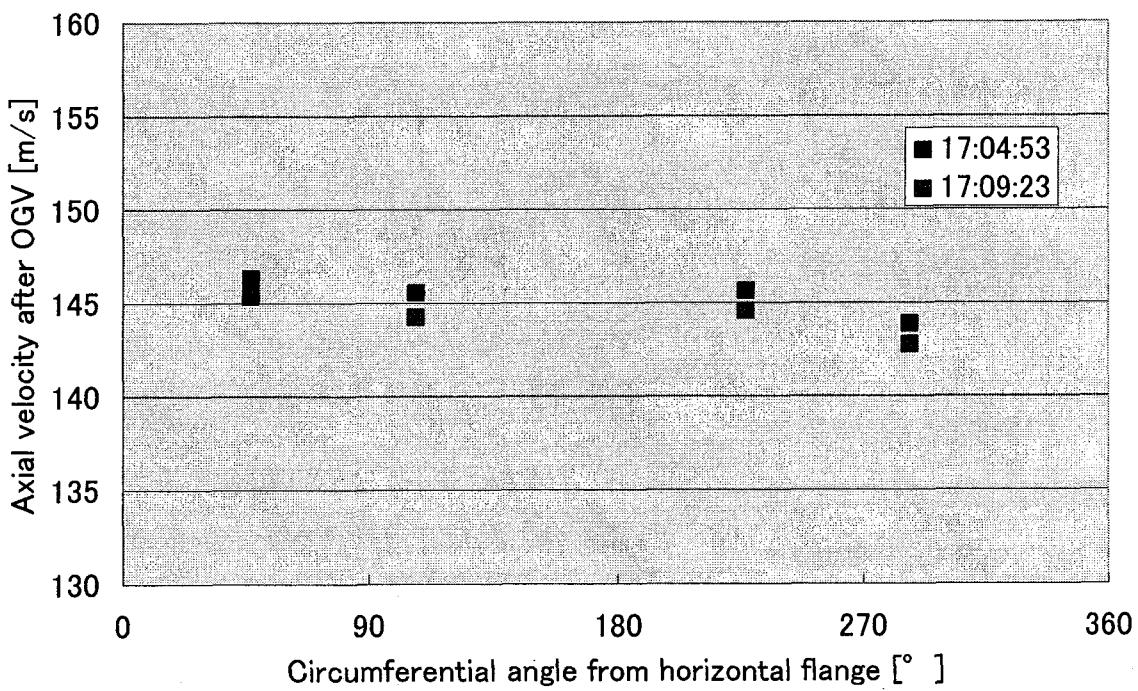


Fig. A-112 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

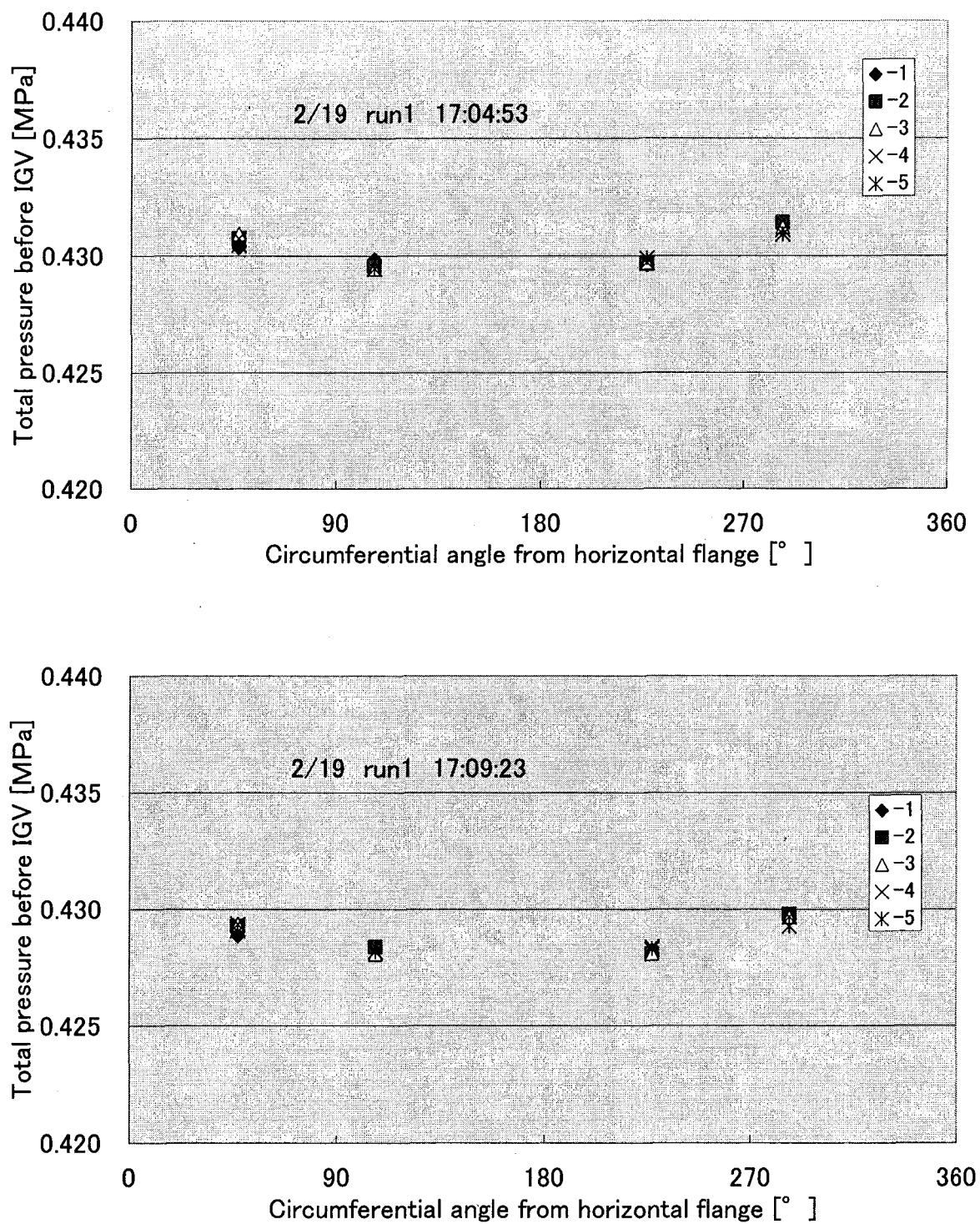


Fig. A-113 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

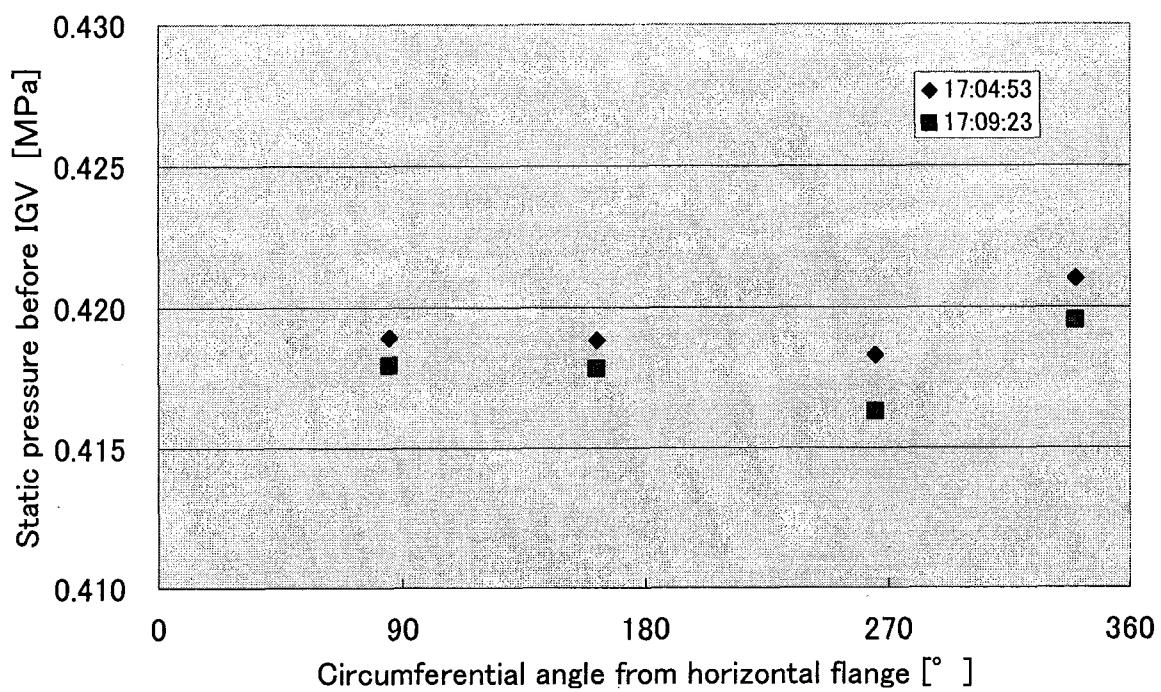


Fig. A-114 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

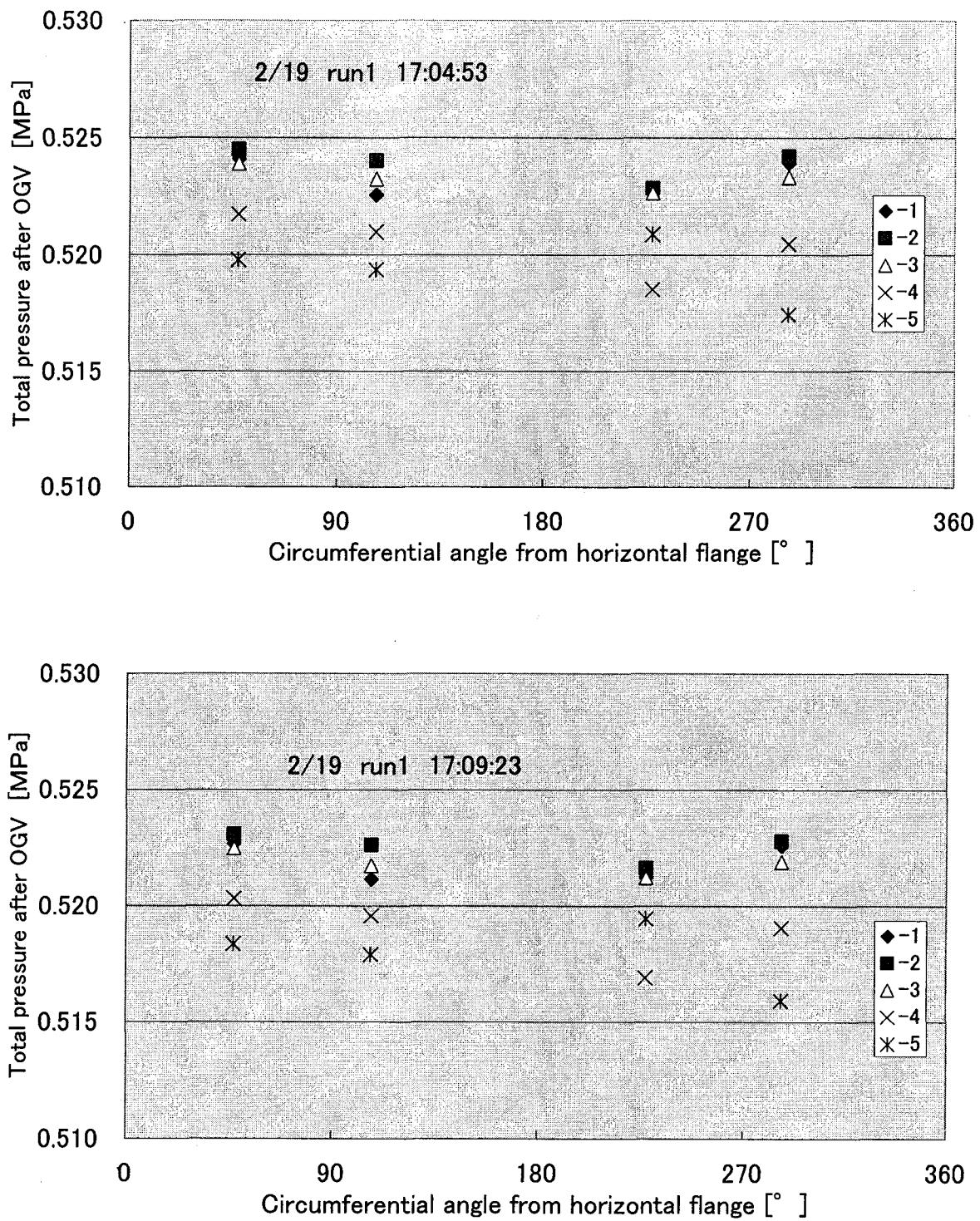


Fig. A-115 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

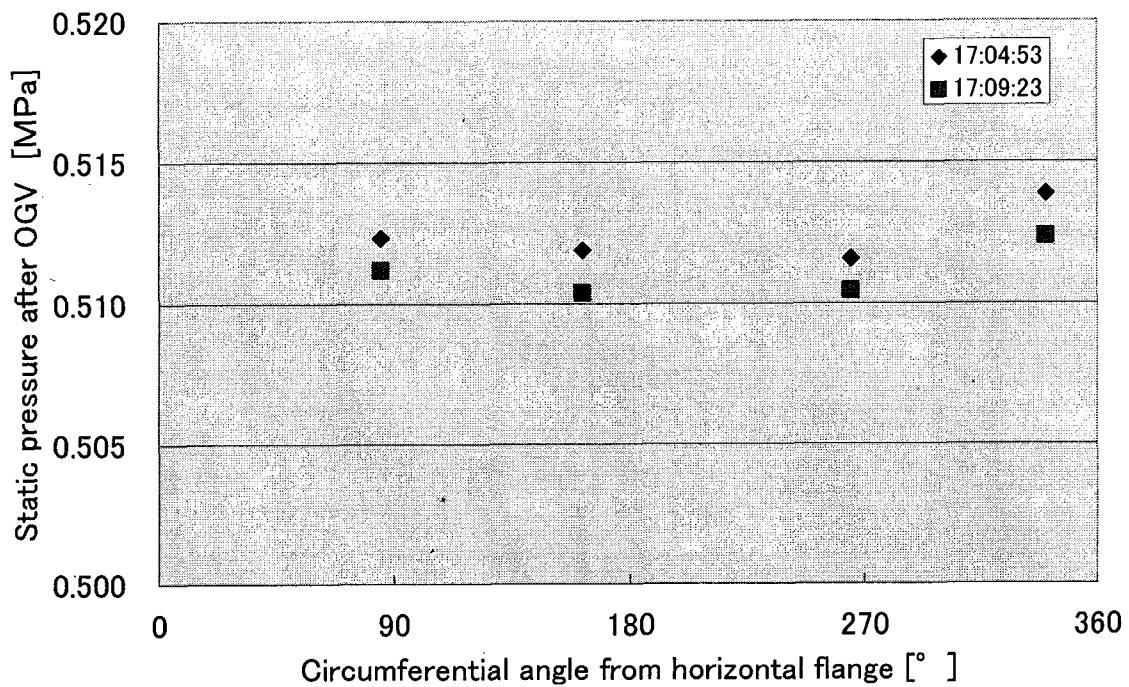


Fig. A-116 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

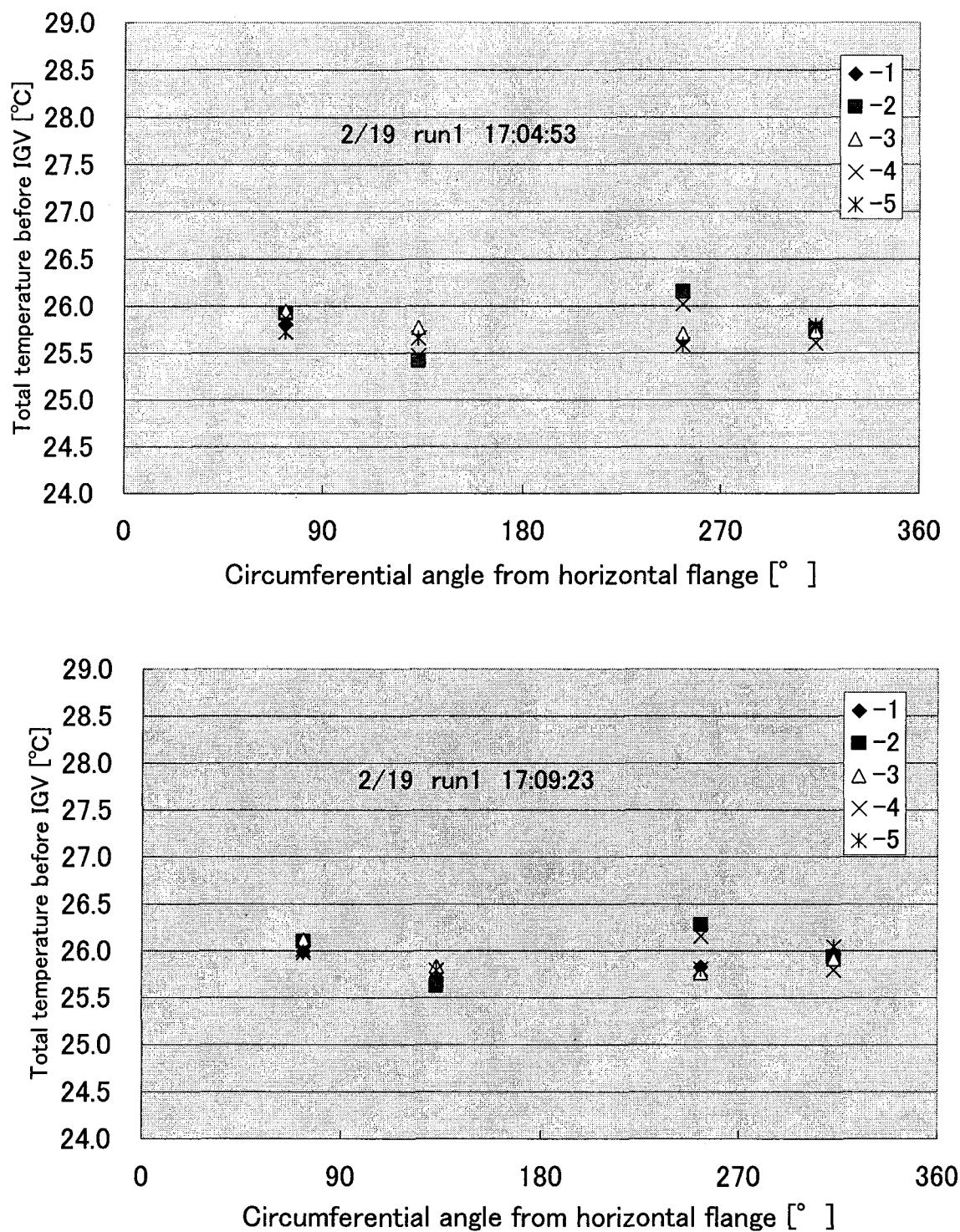


Fig. A-117 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

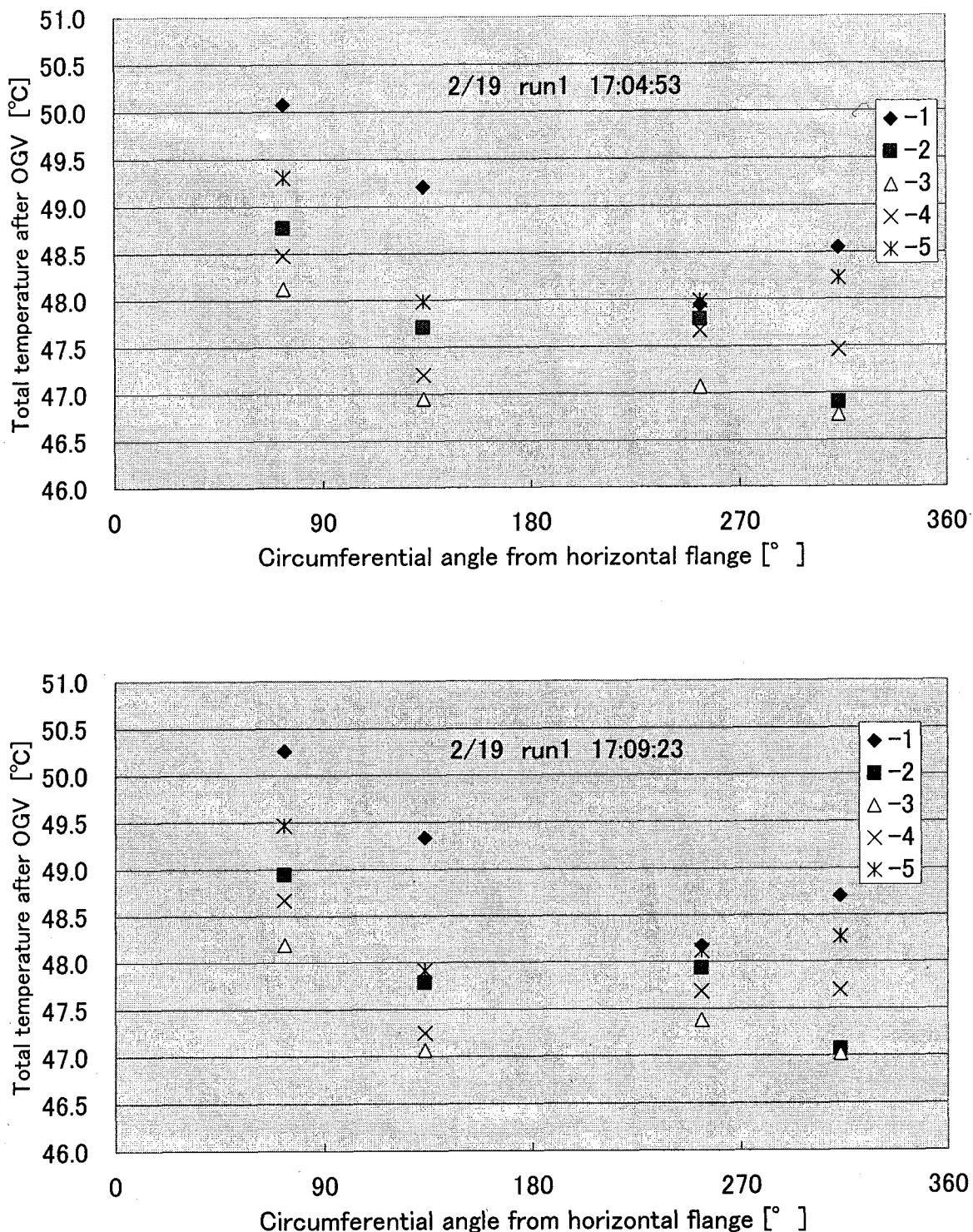


Fig. A-118 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

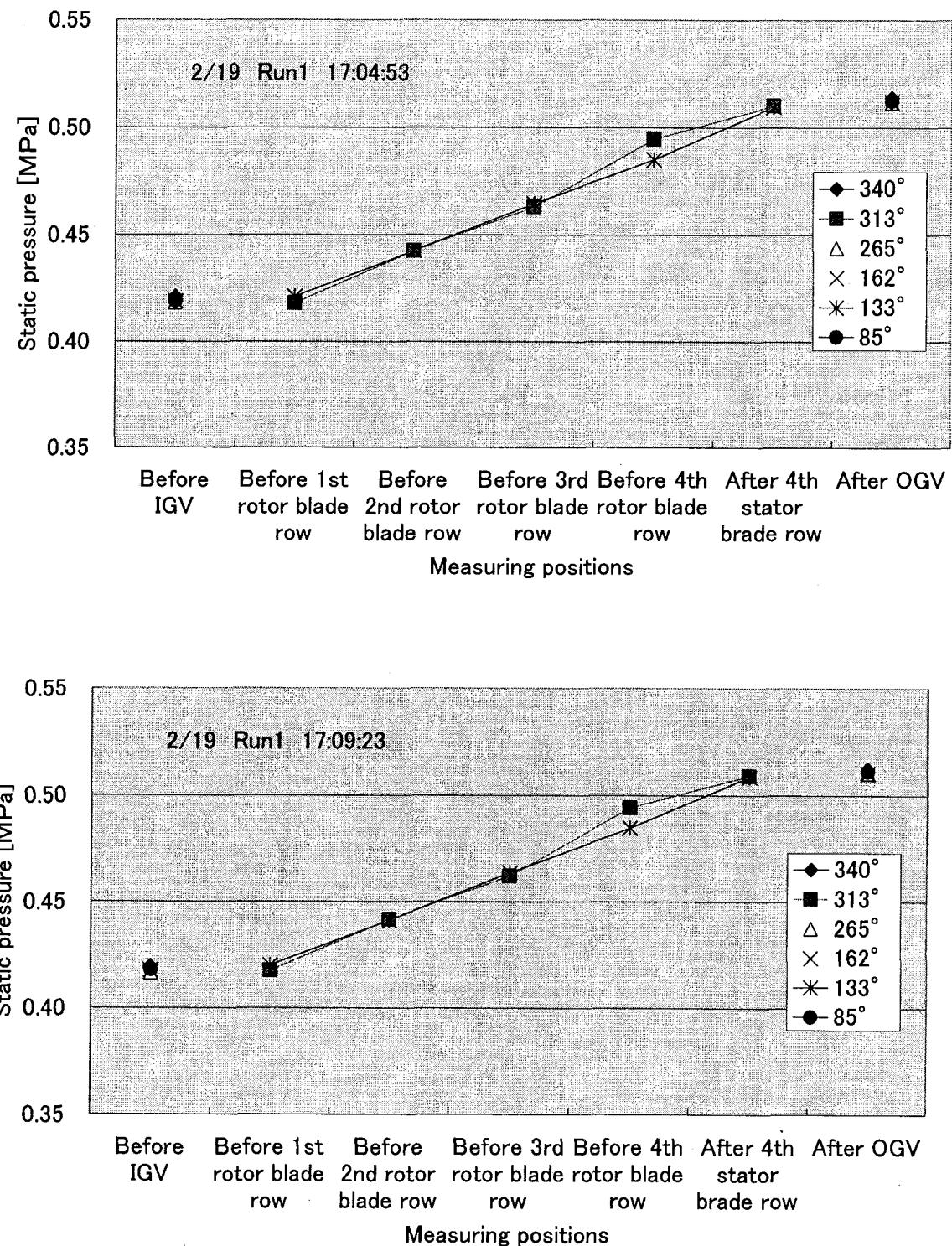


Fig. A-119 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

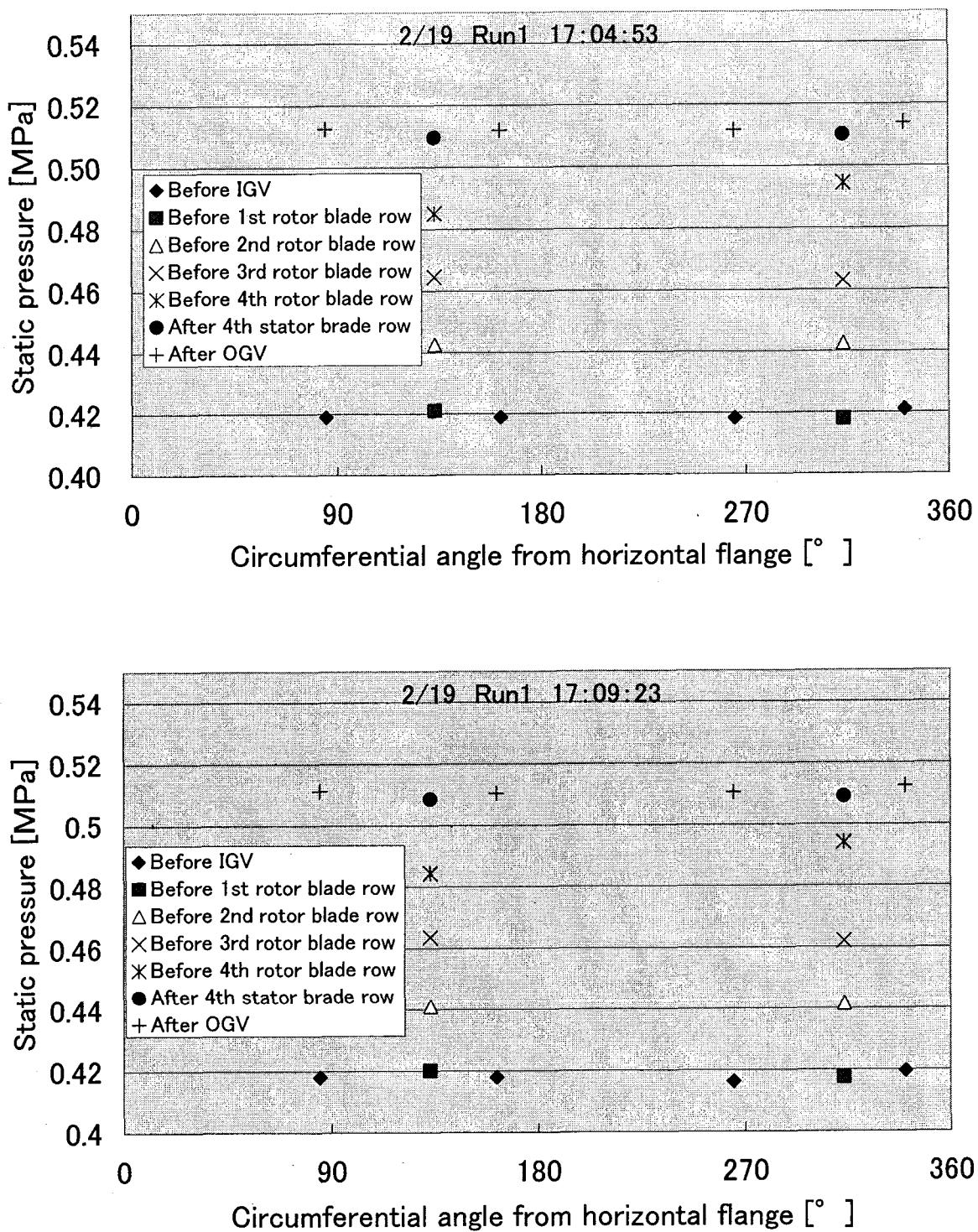


Fig. A-120 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

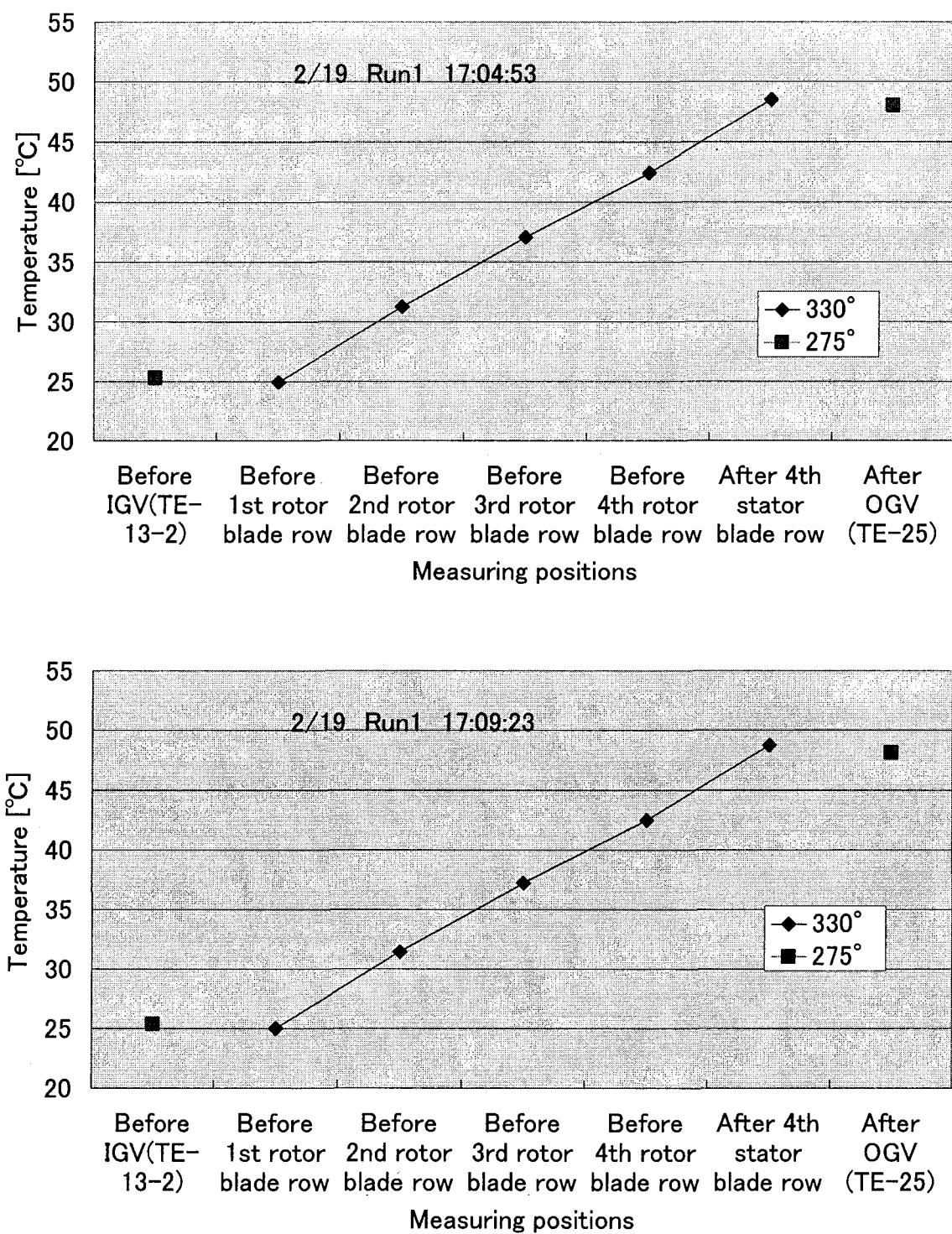


Fig. A-121 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

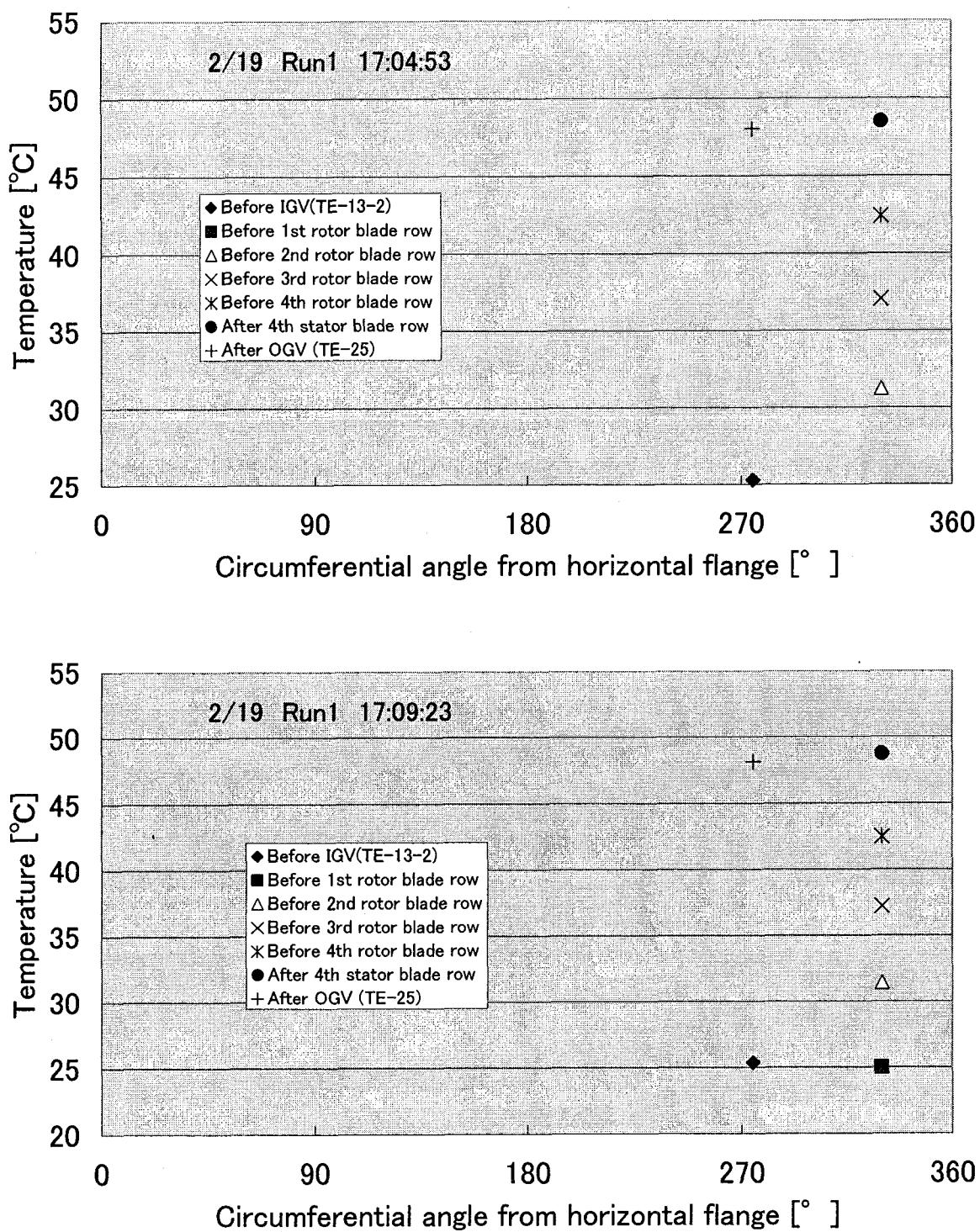


Fig. A-122 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:04:53 & 17:09:23)

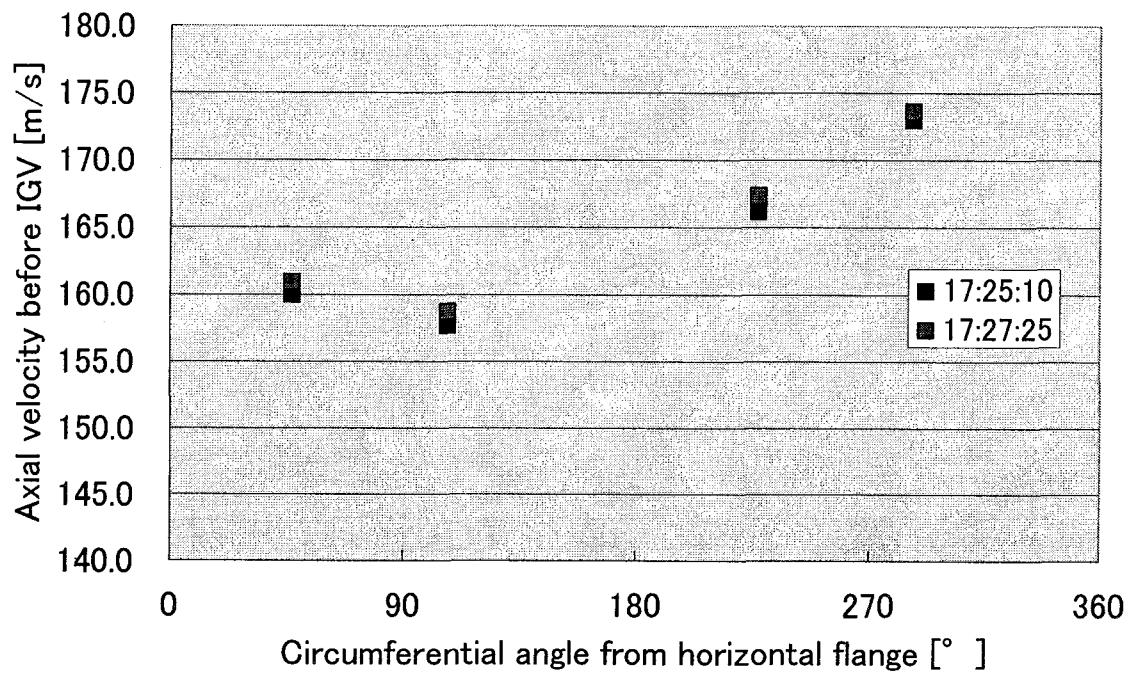


Fig. A-123 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

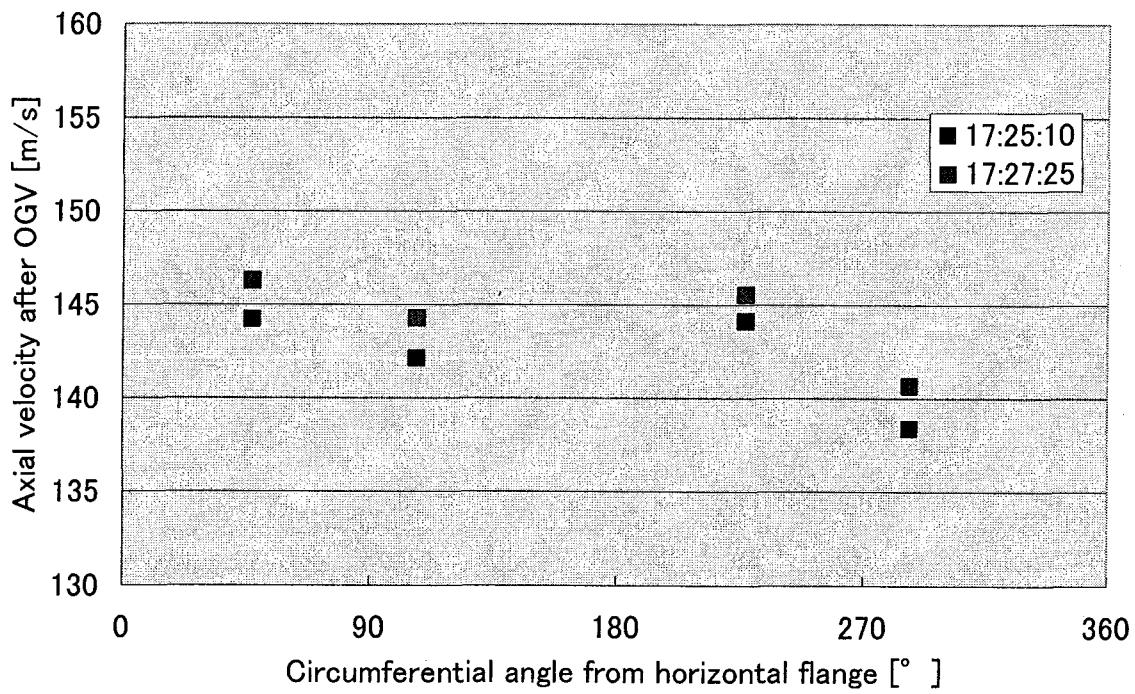


Fig. A-124 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

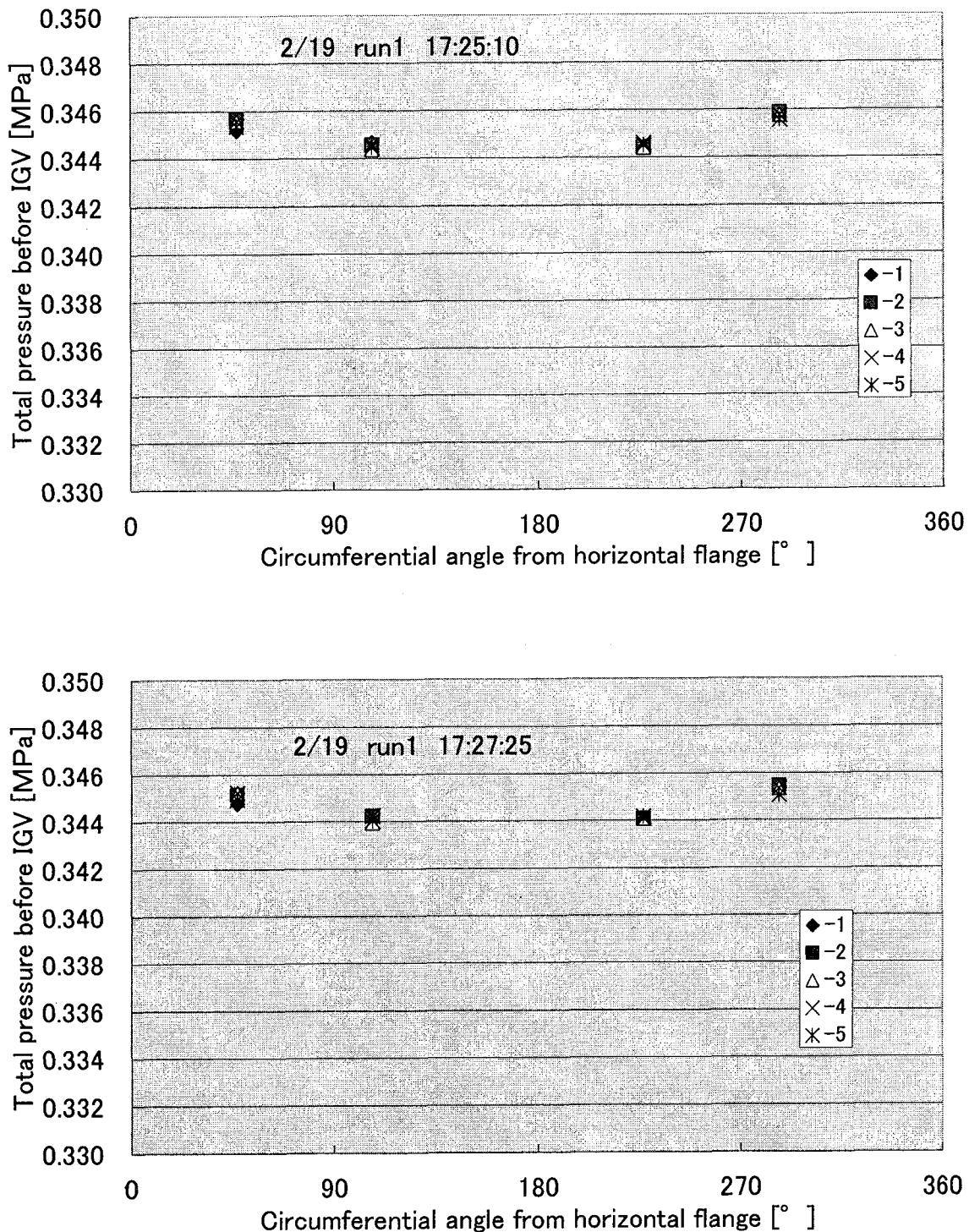


Fig. A-125 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

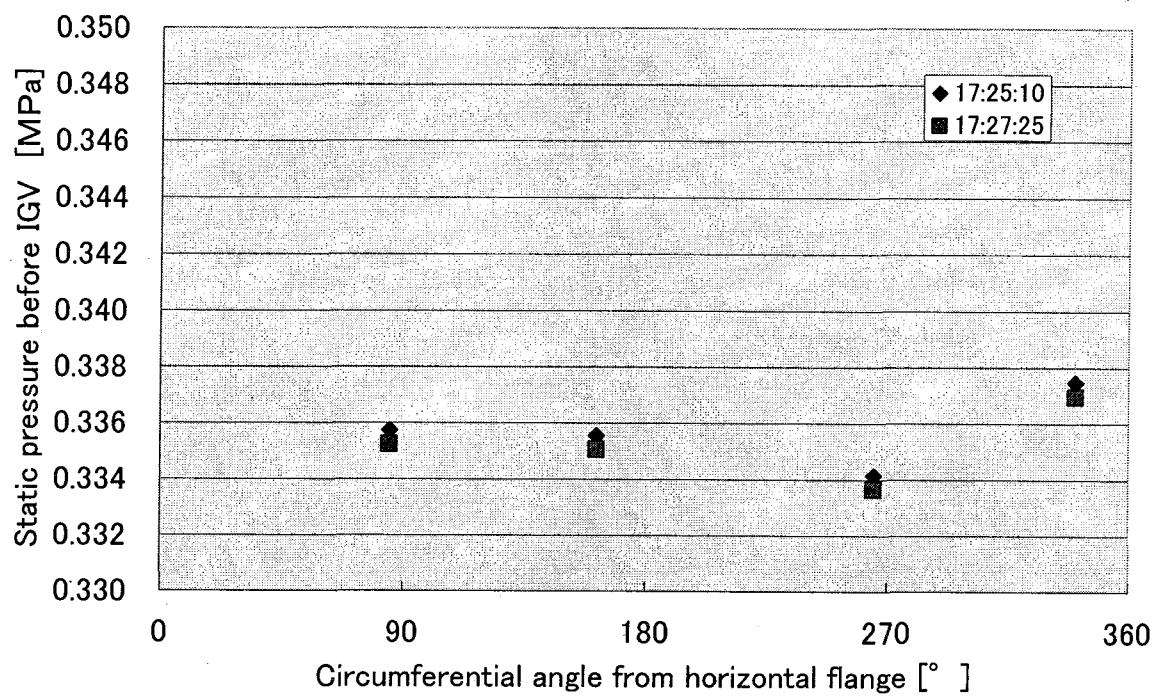


Fig. A-126 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

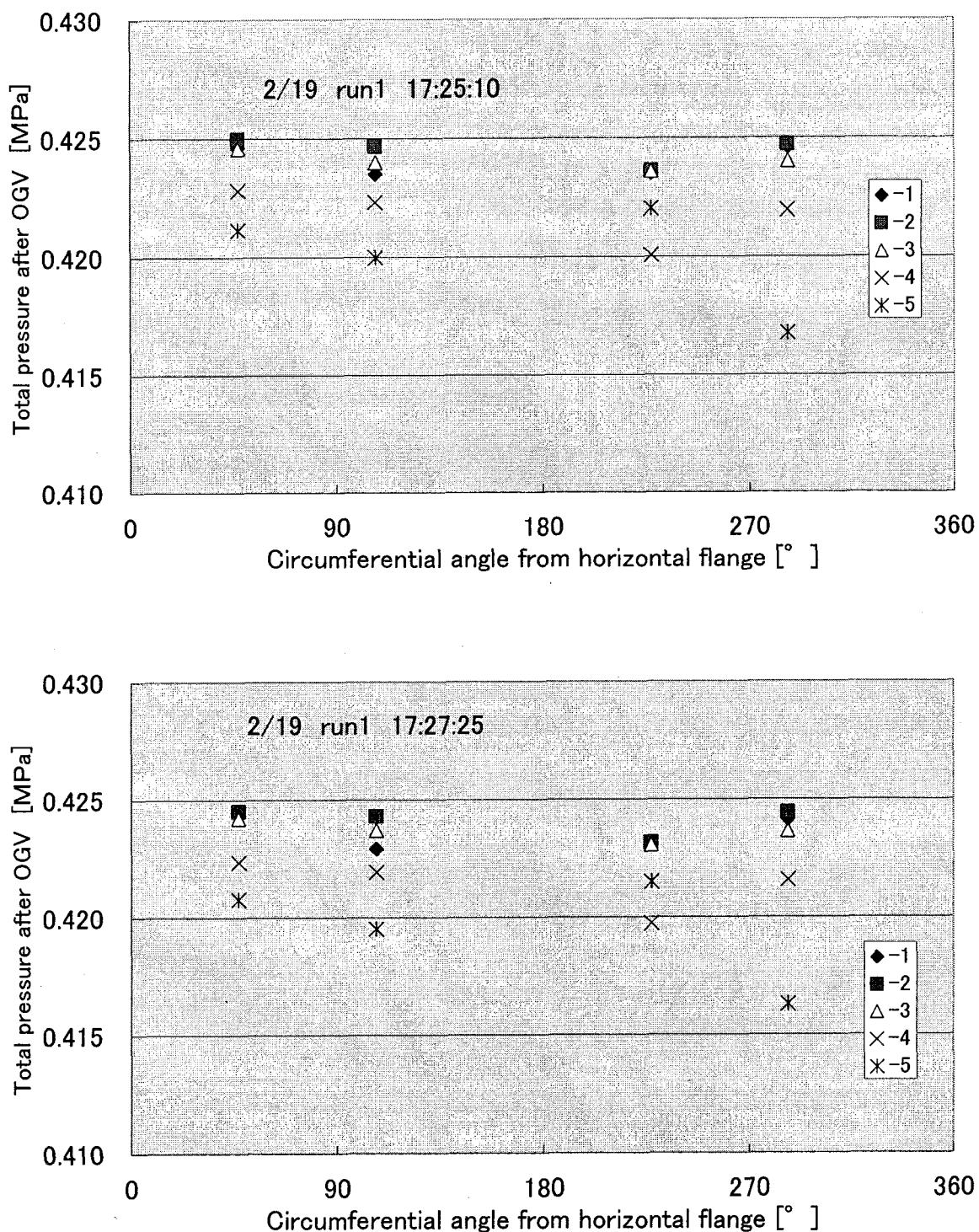


Fig. A-127 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

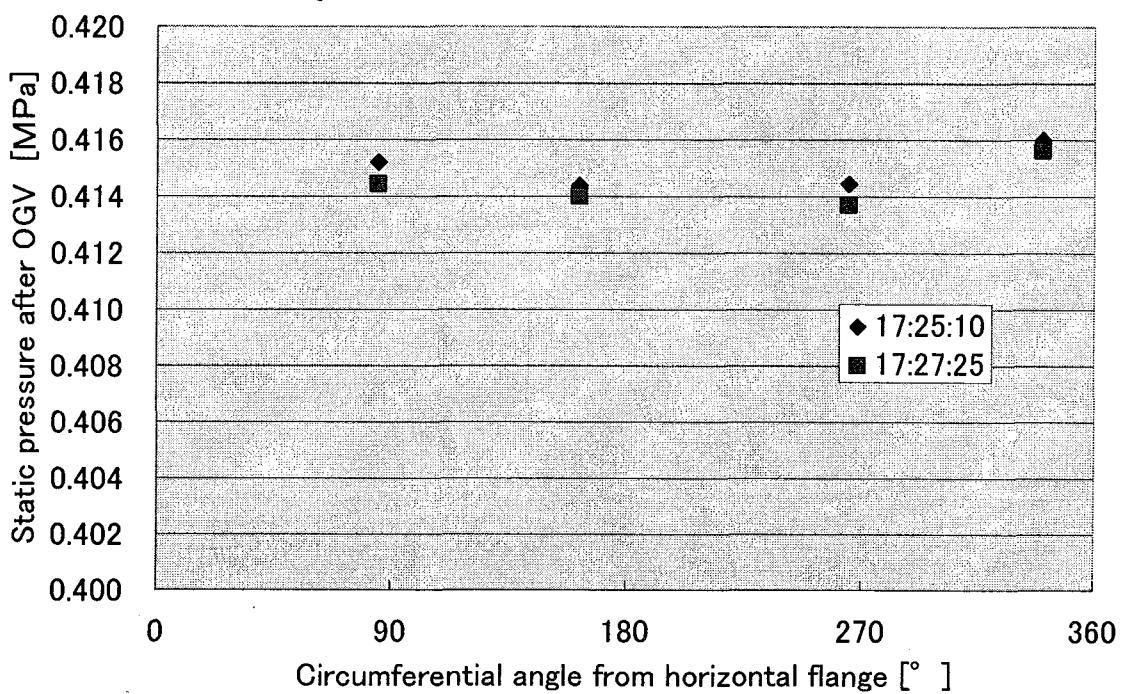


Fig. A-128 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

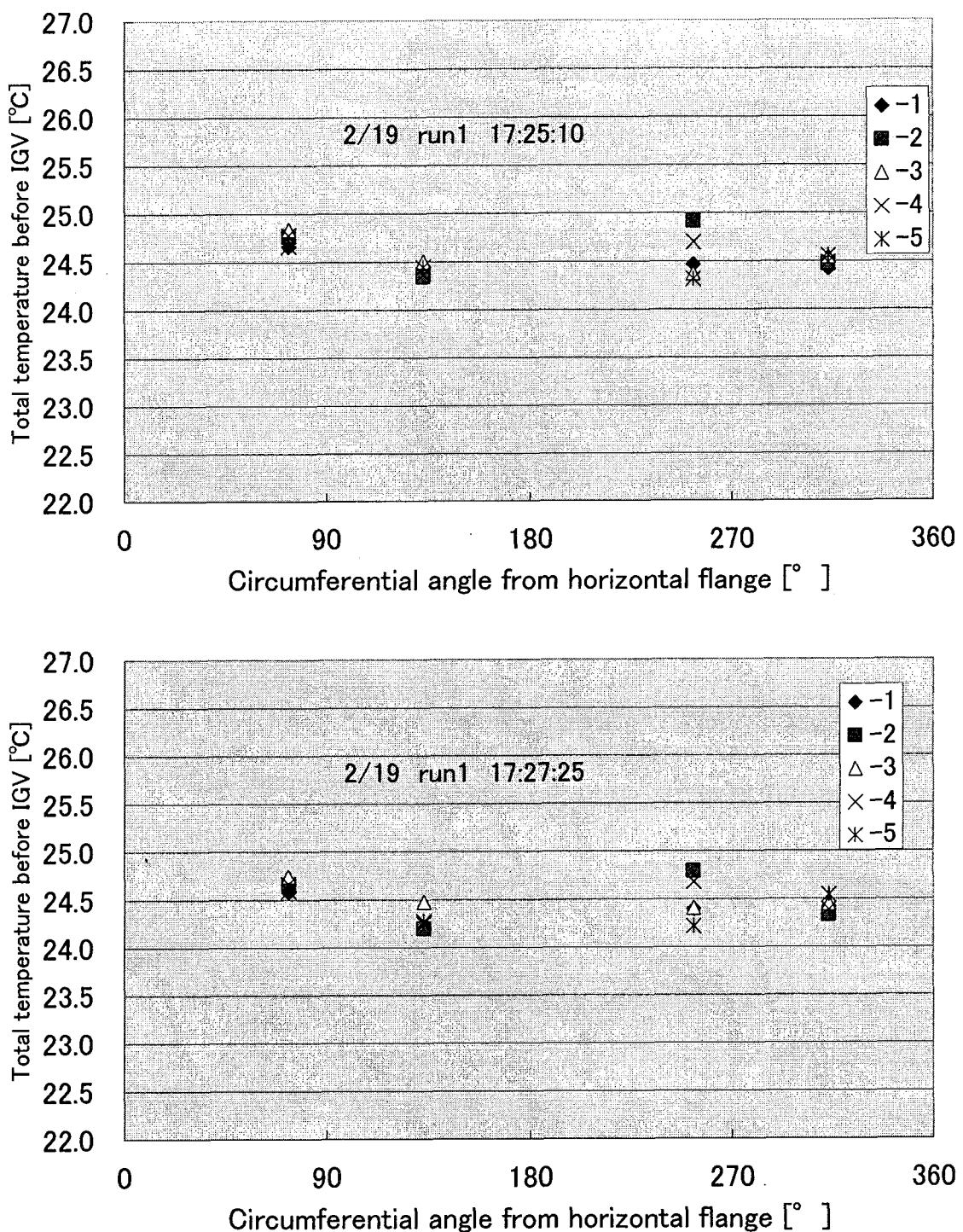


Fig. A-129 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

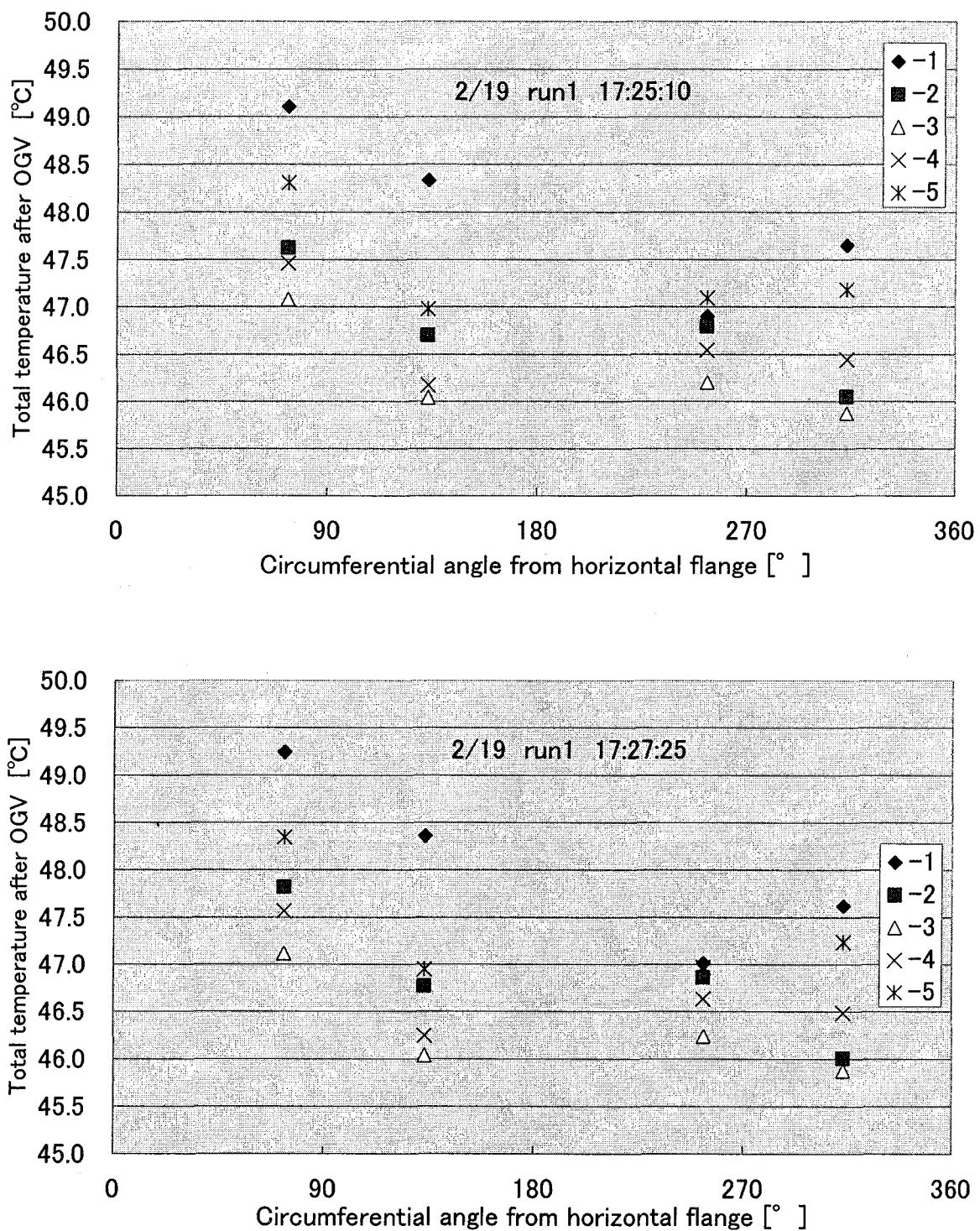


Fig. A-130 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

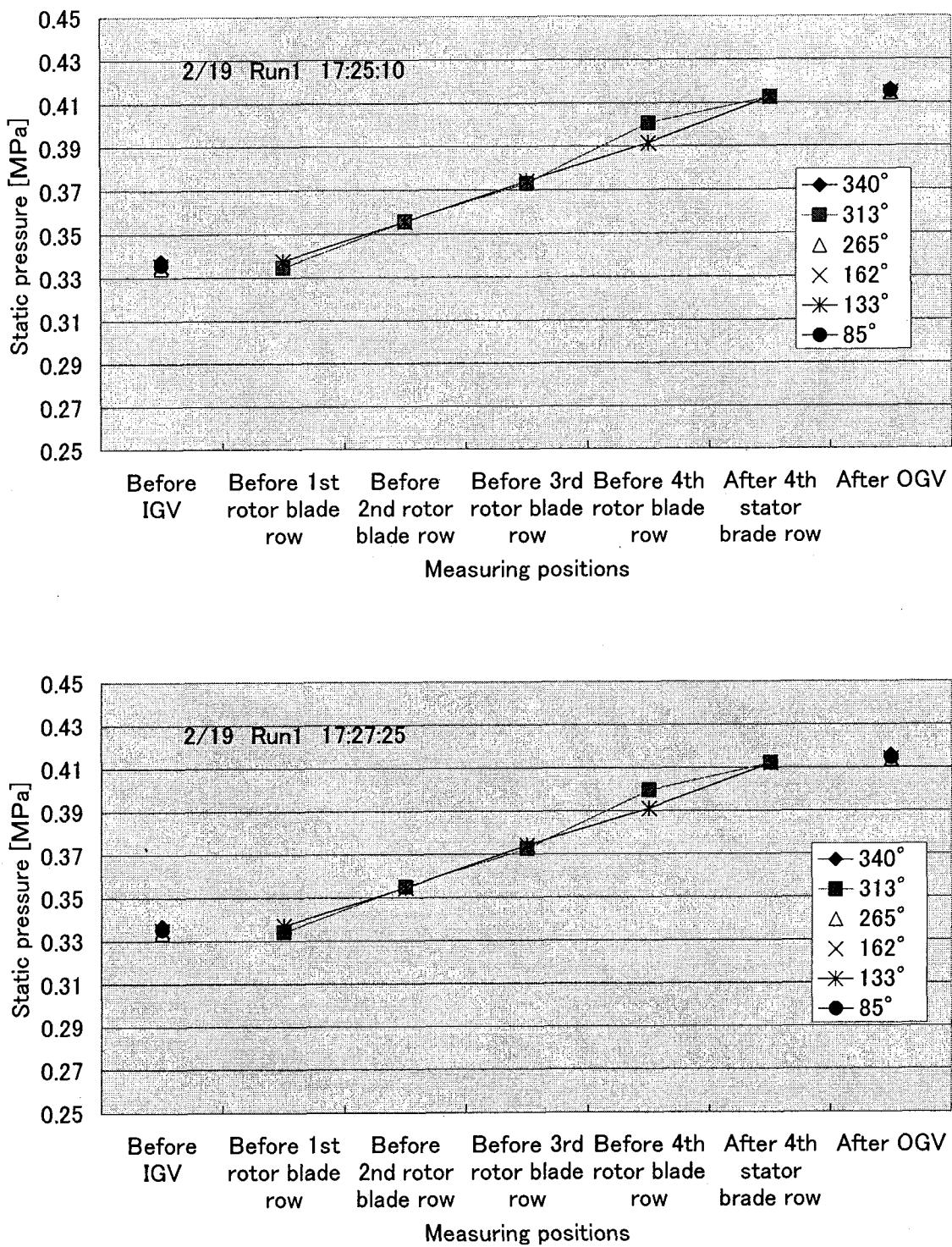


Fig. A-131 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
 (CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

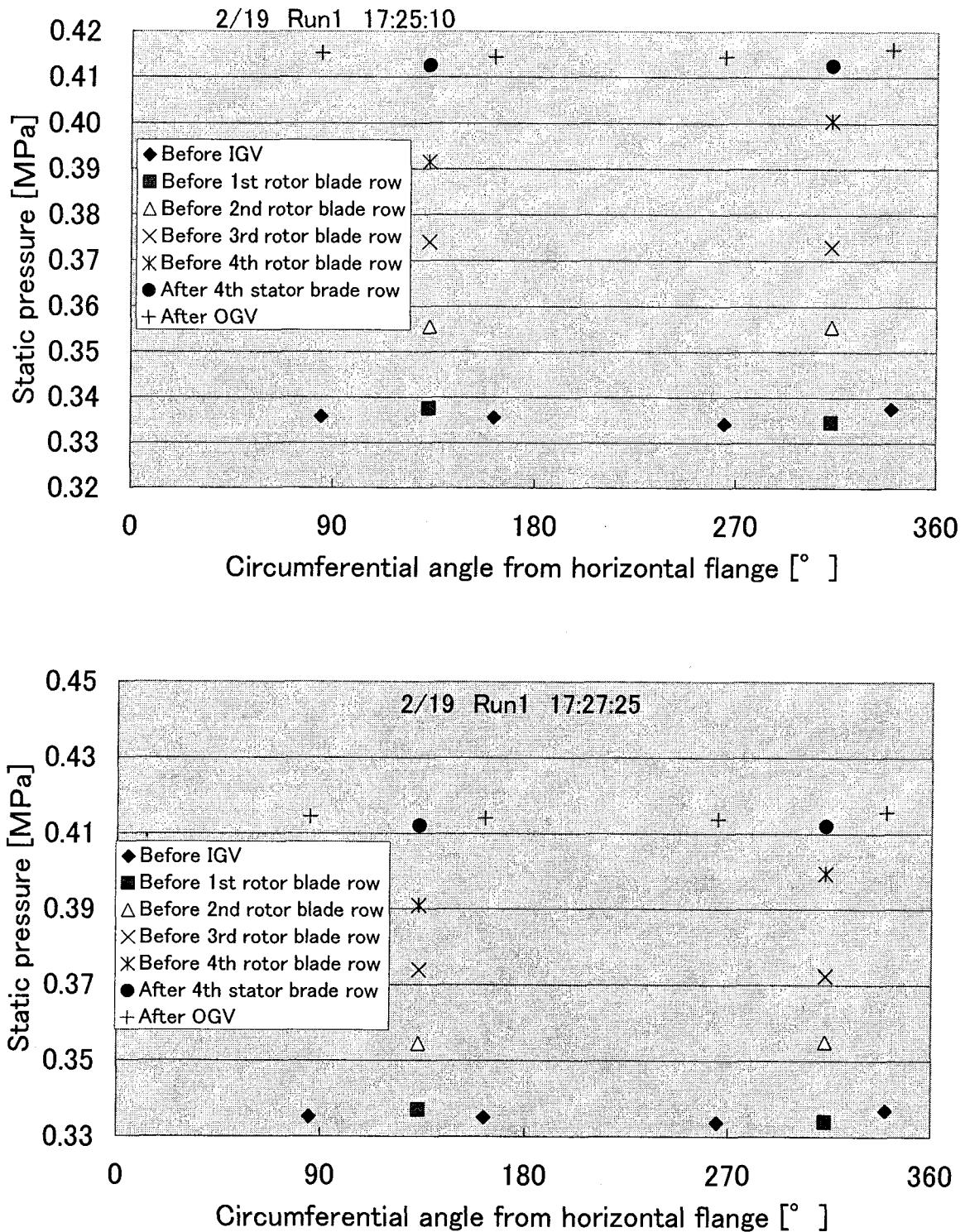


Fig. A-132 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

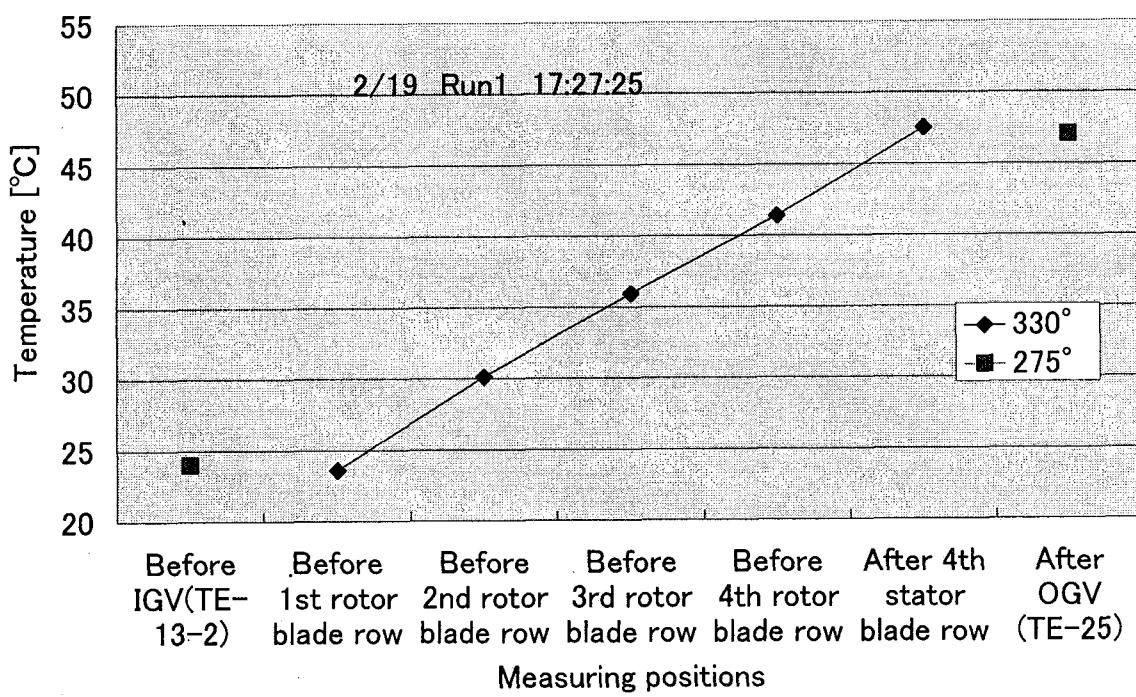
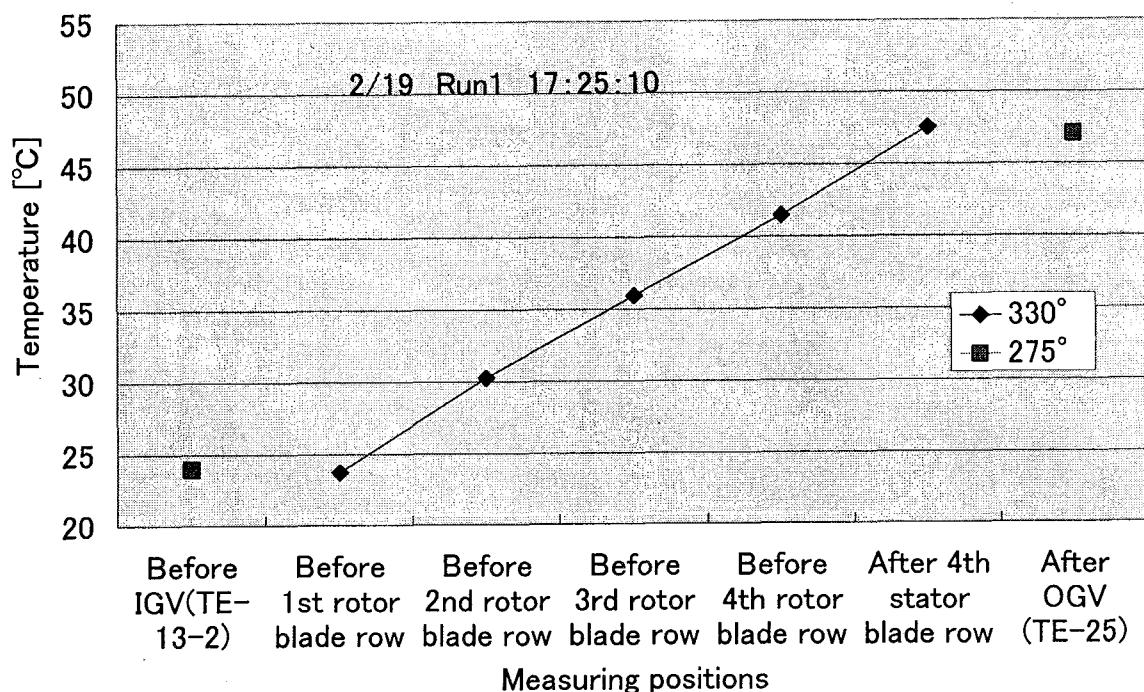


Fig. A-133 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

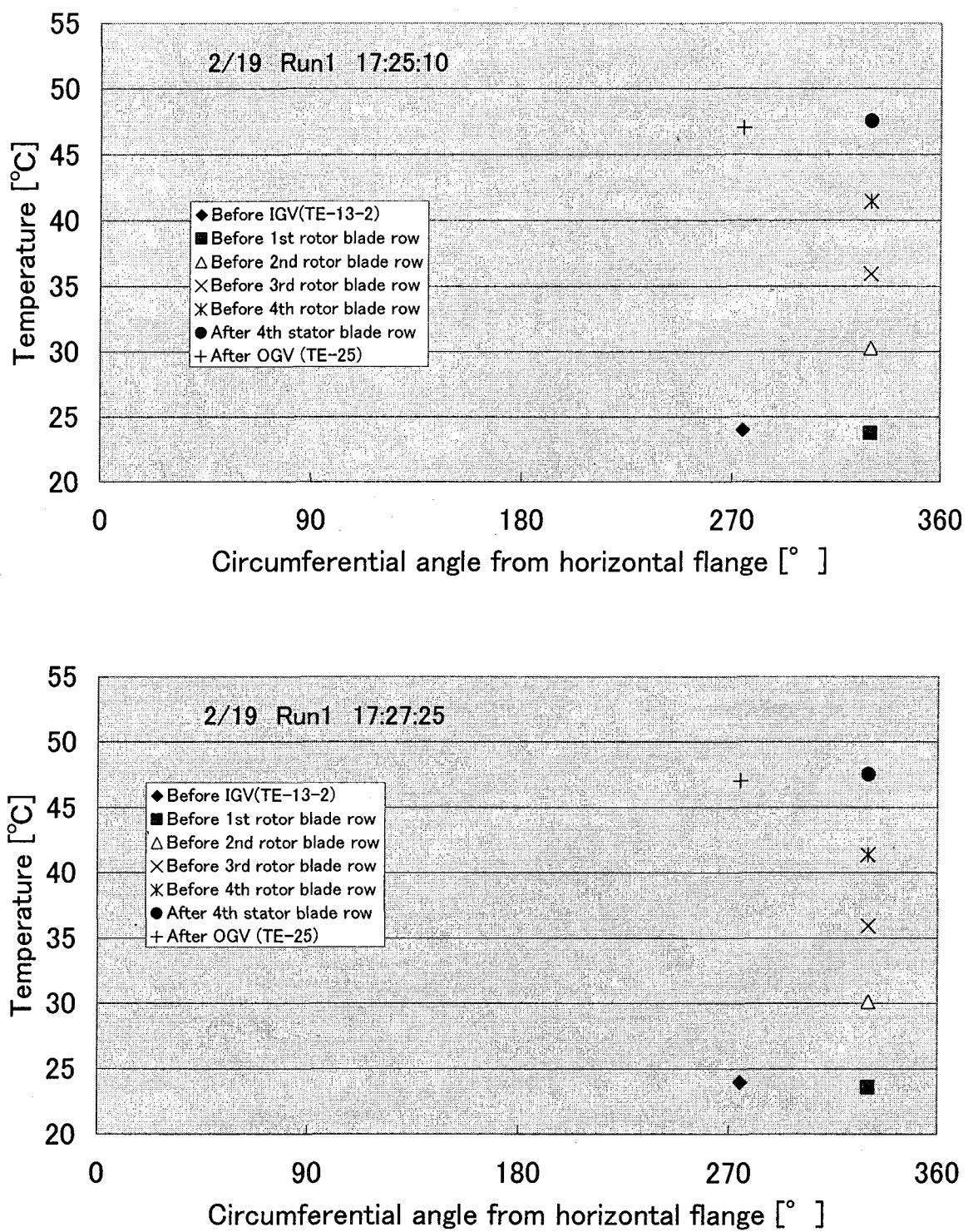


Fig. A-134 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN1 2/19/2005 17:25:10 & 17:27:25)

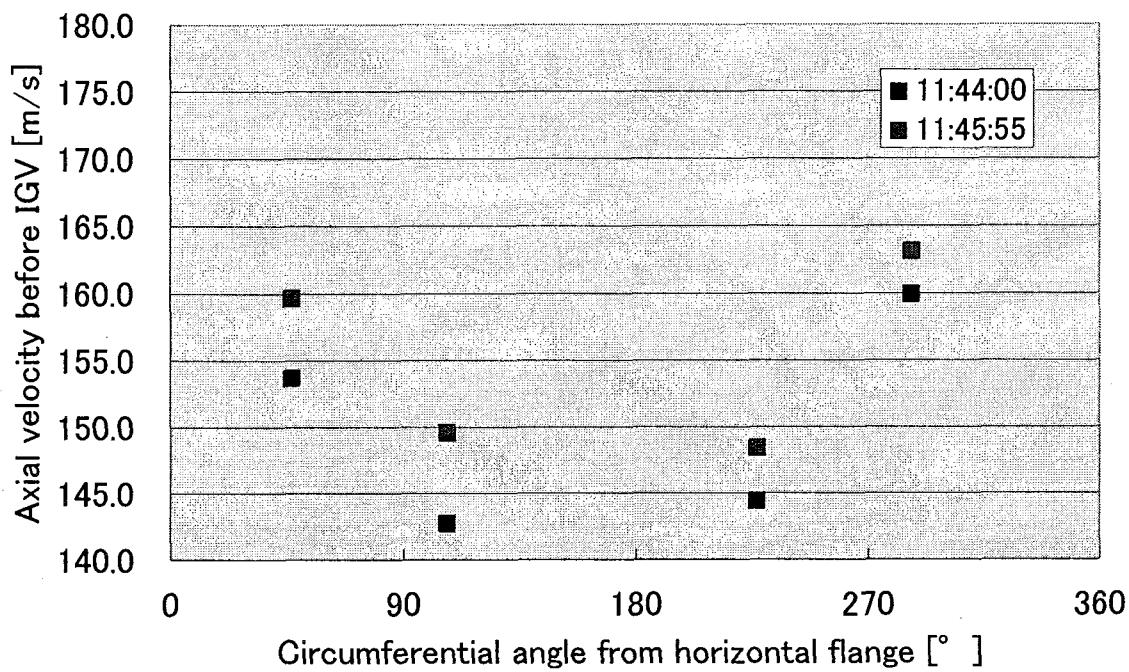


Fig. A-135 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

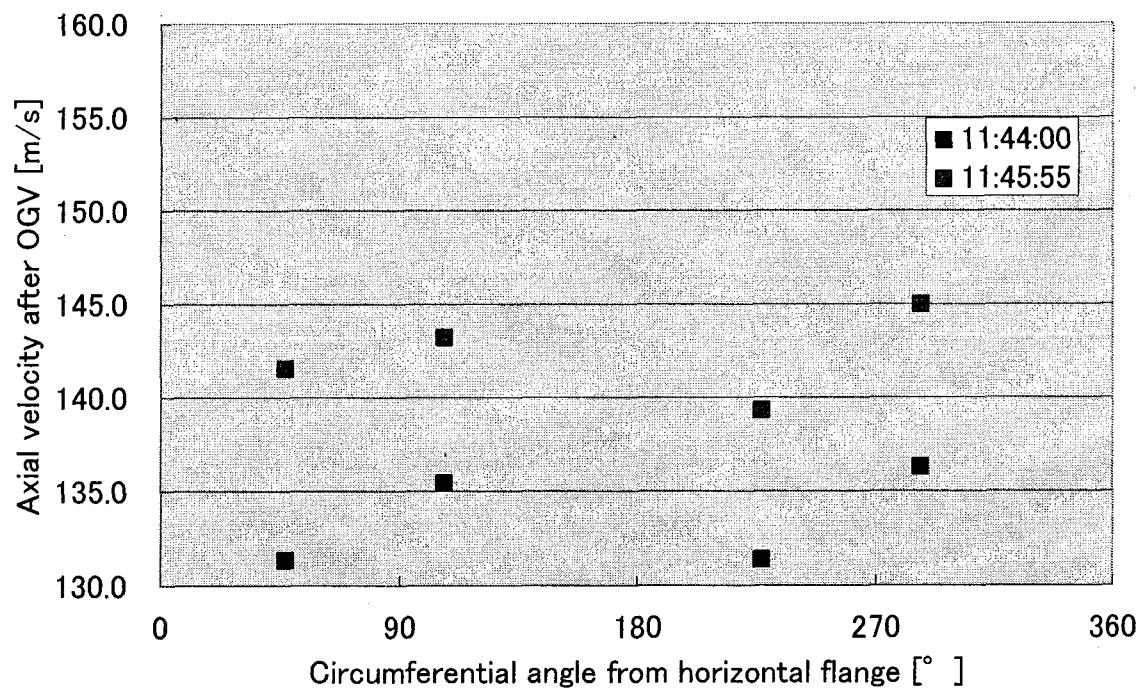


Fig. A-136 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

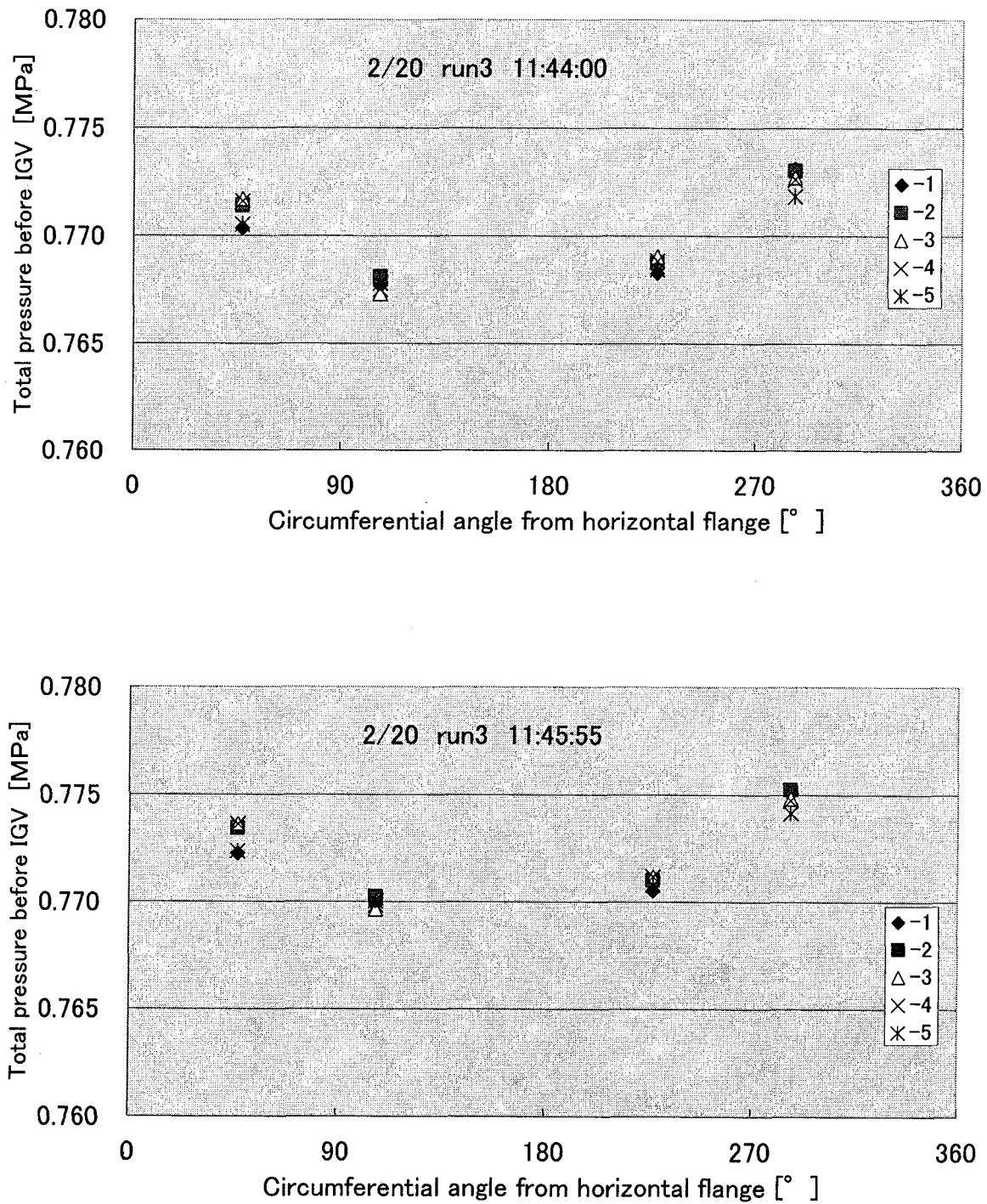


Fig. A-137 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

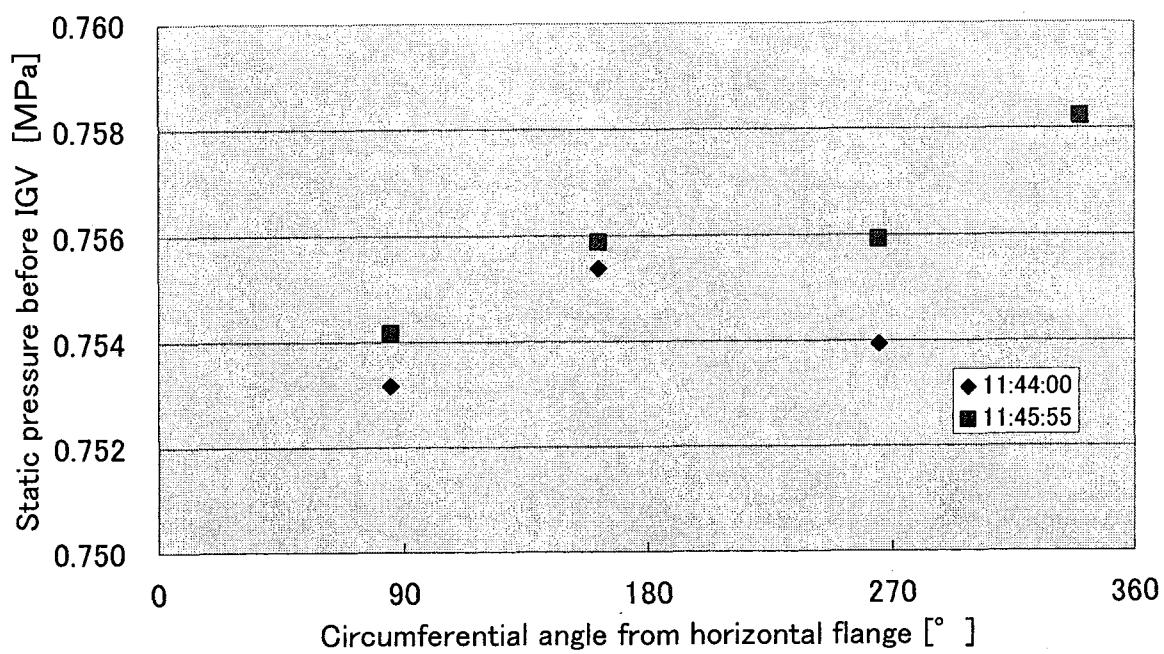


Fig. A-138 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

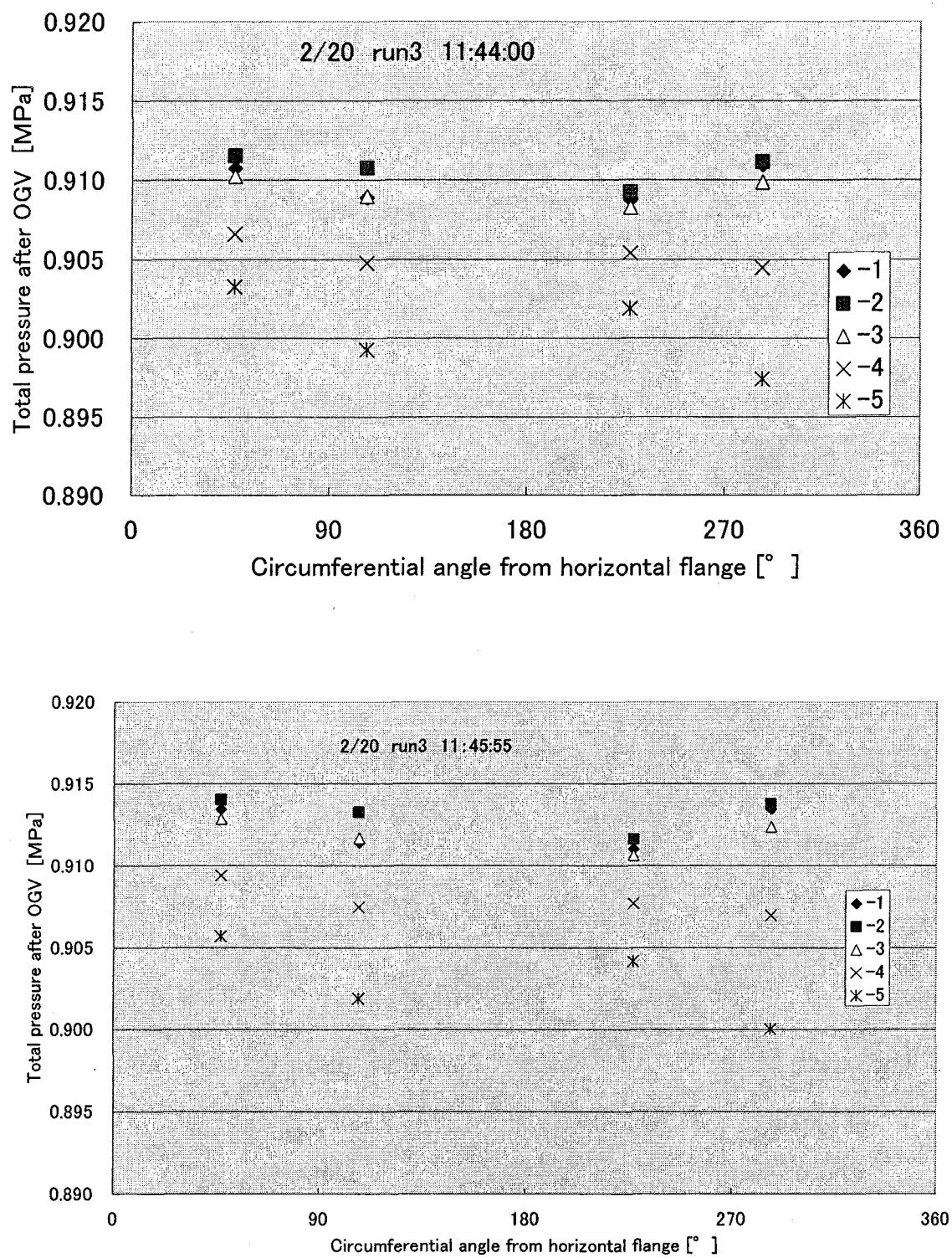


Fig. A-139 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

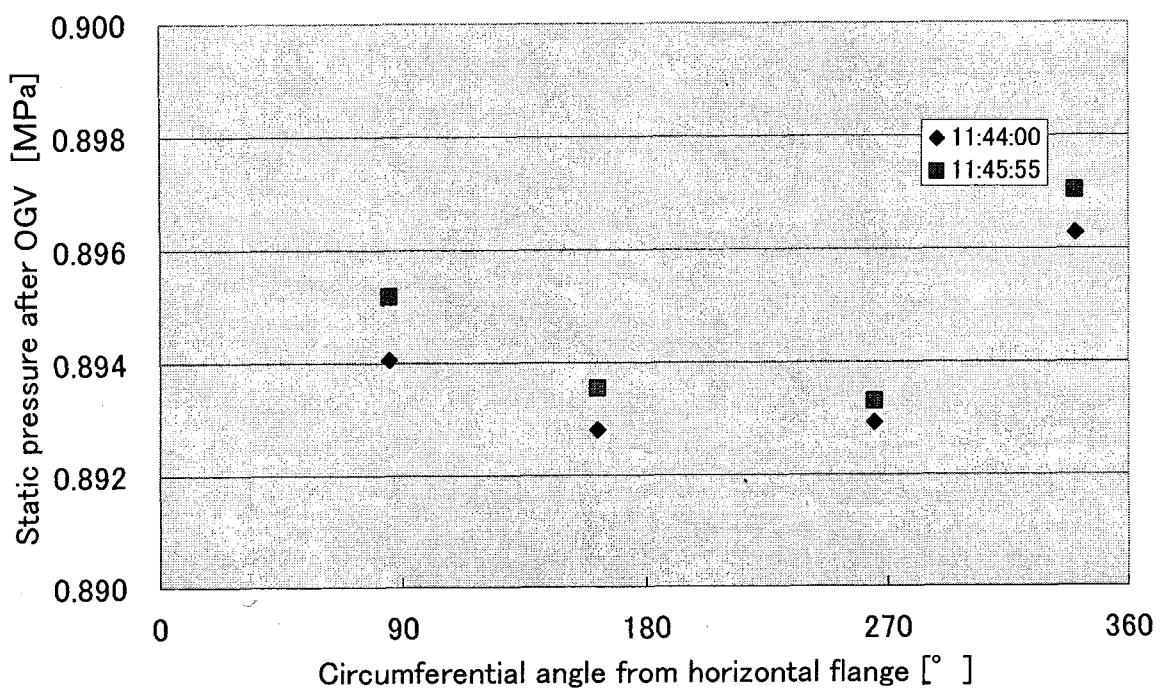


Fig. A-140 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

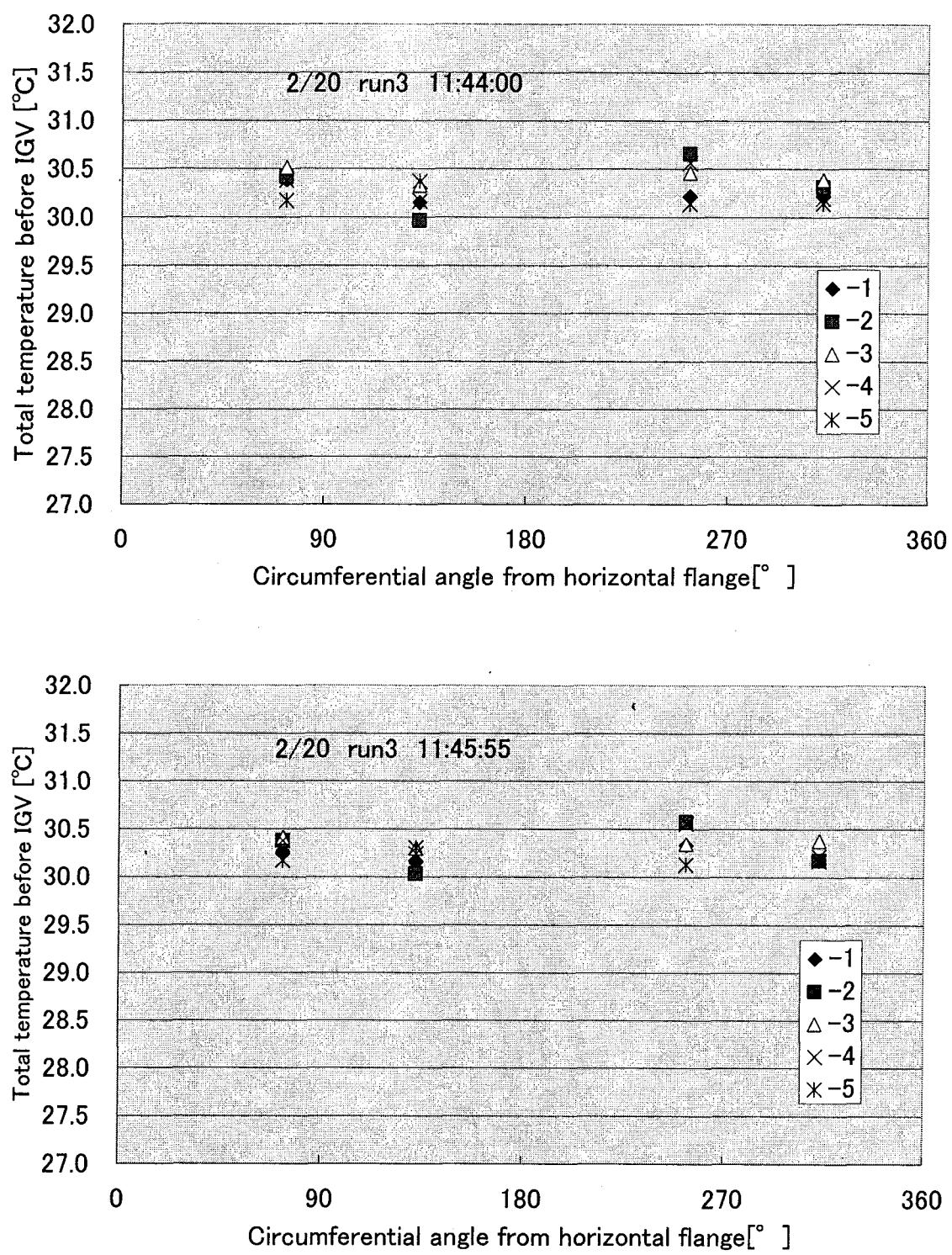


Fig. A-141 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

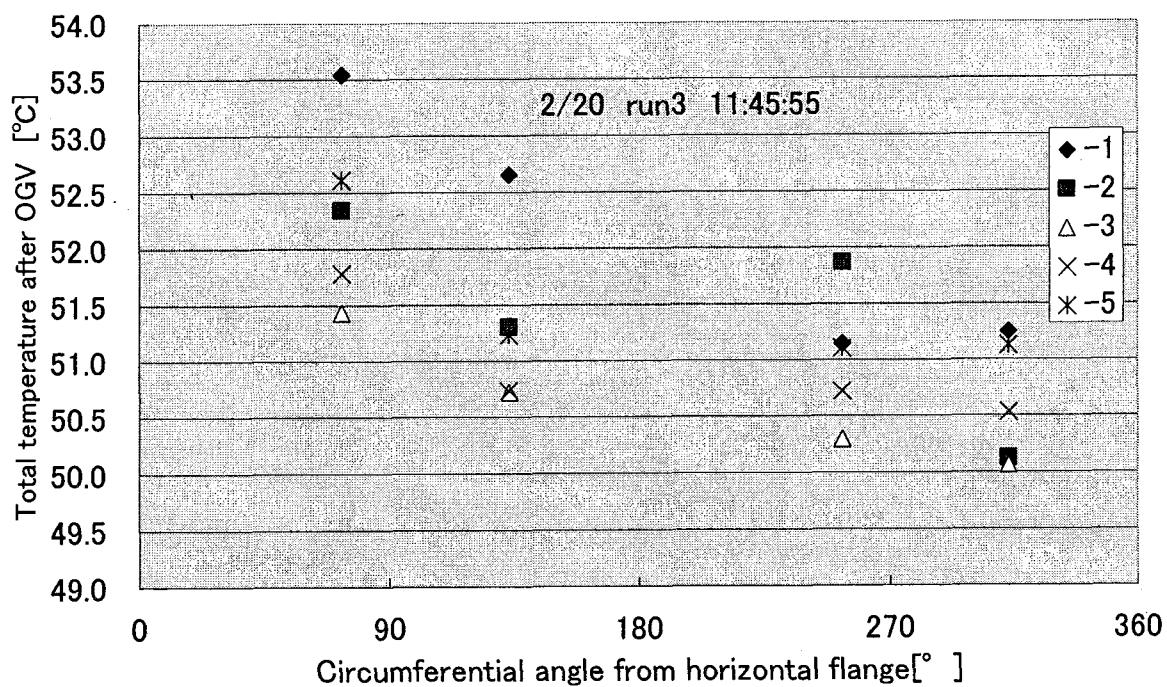
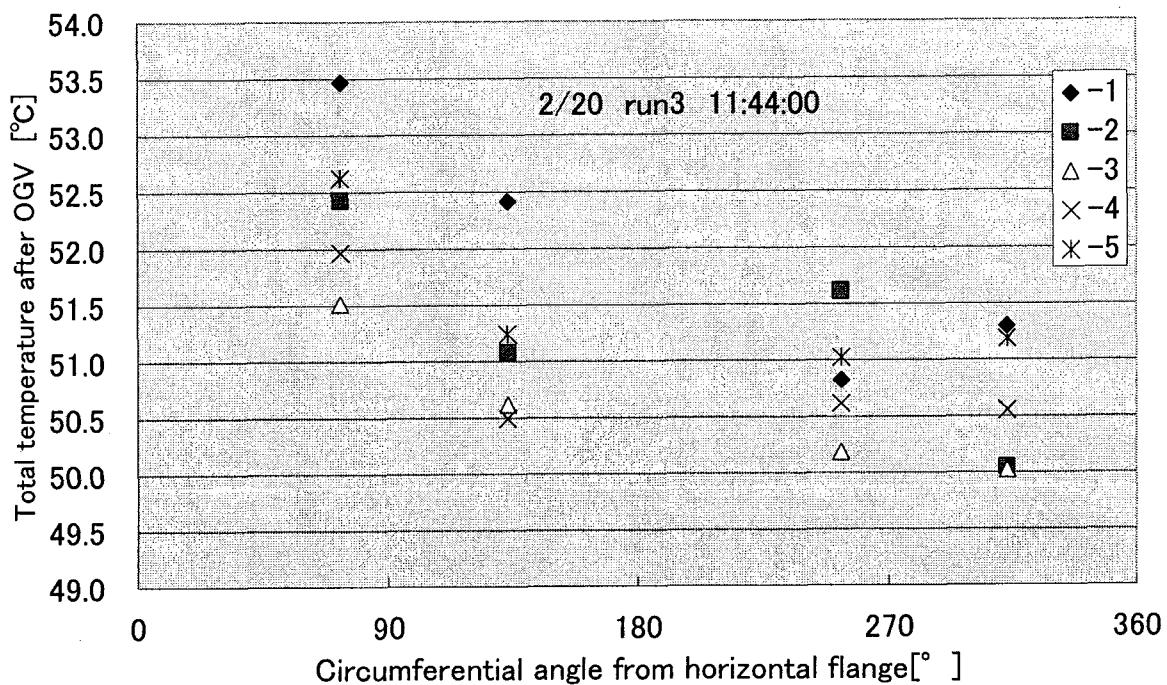


Fig. A-142 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

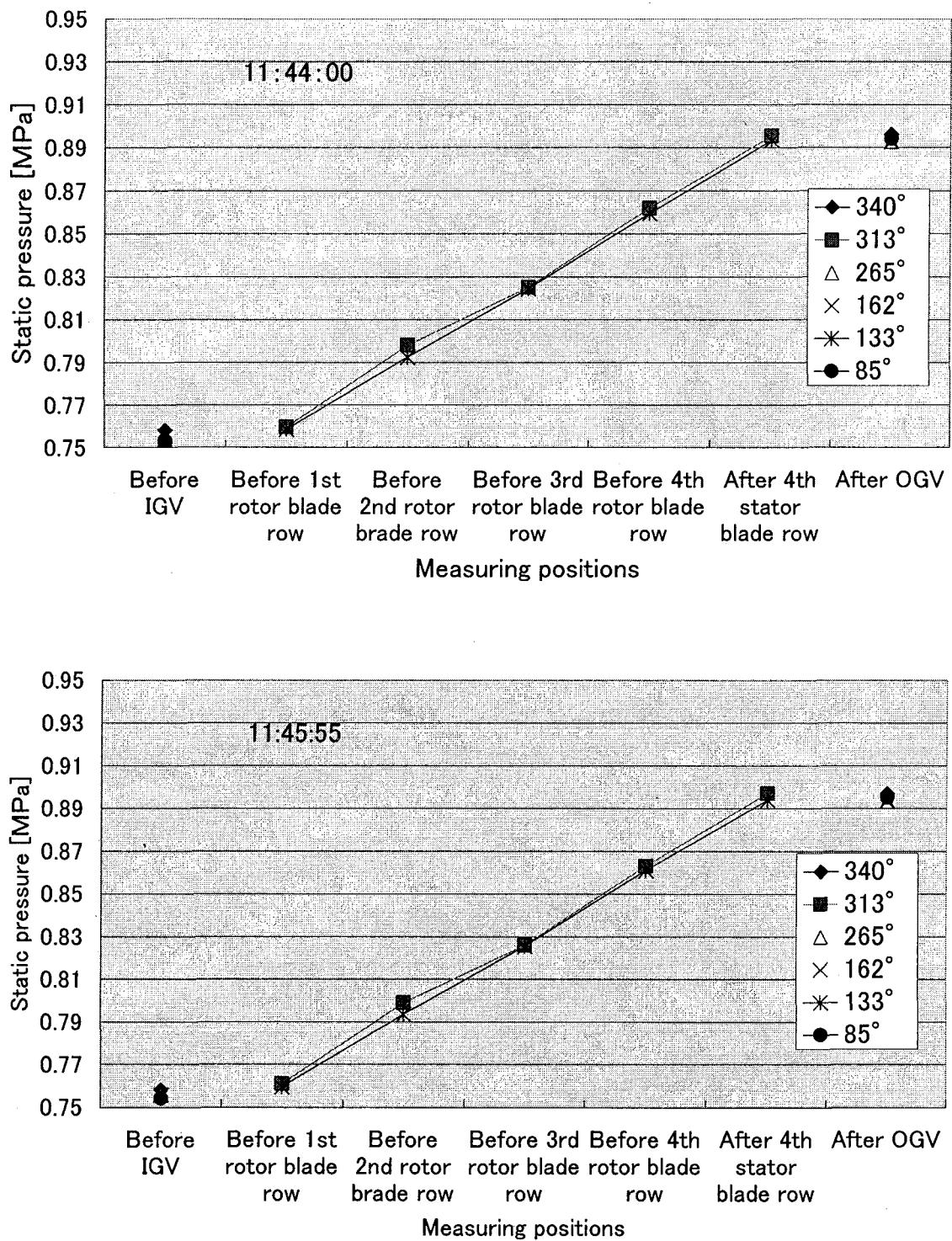


Fig. A-143 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

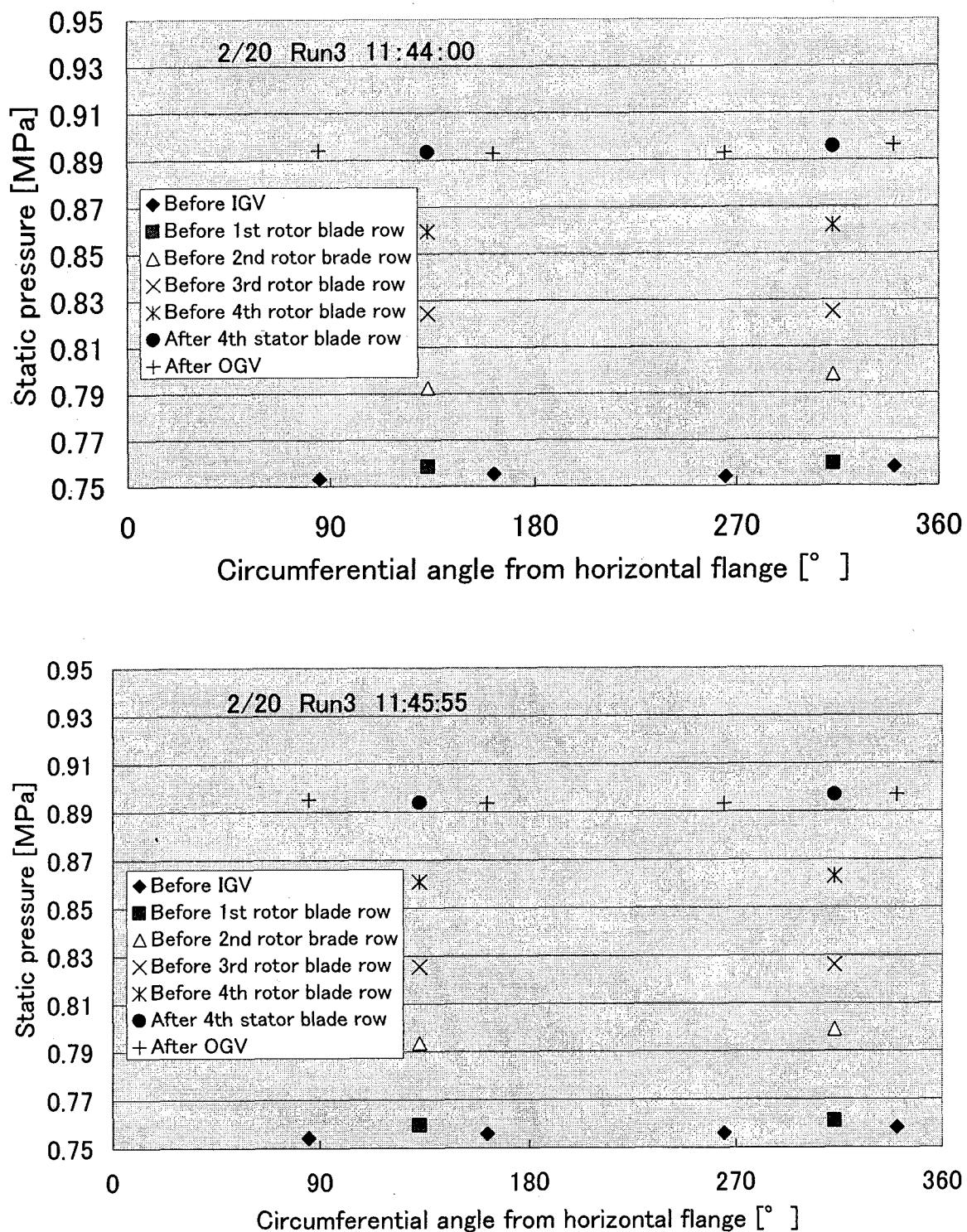


Fig. A-144 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

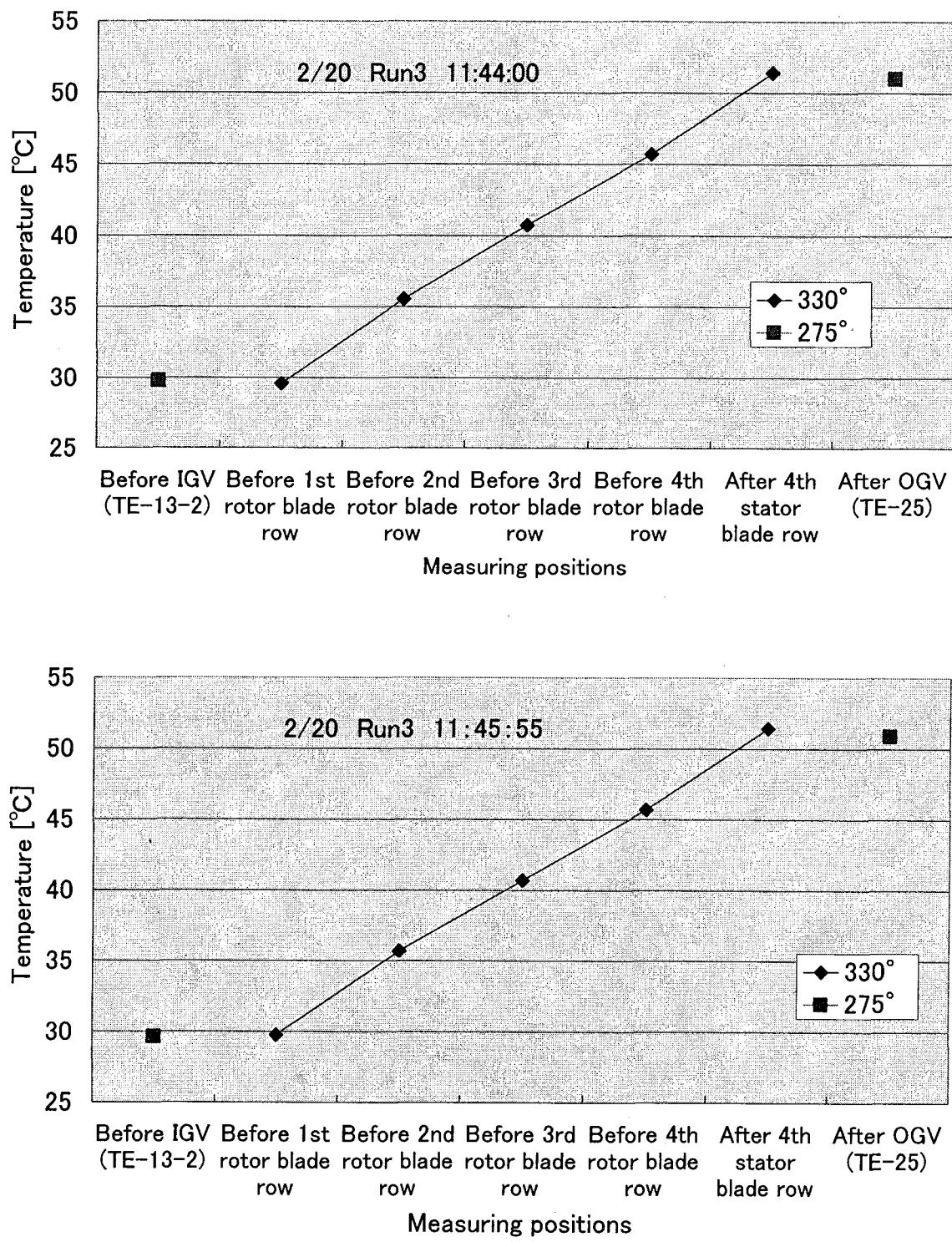


Fig. A-145 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

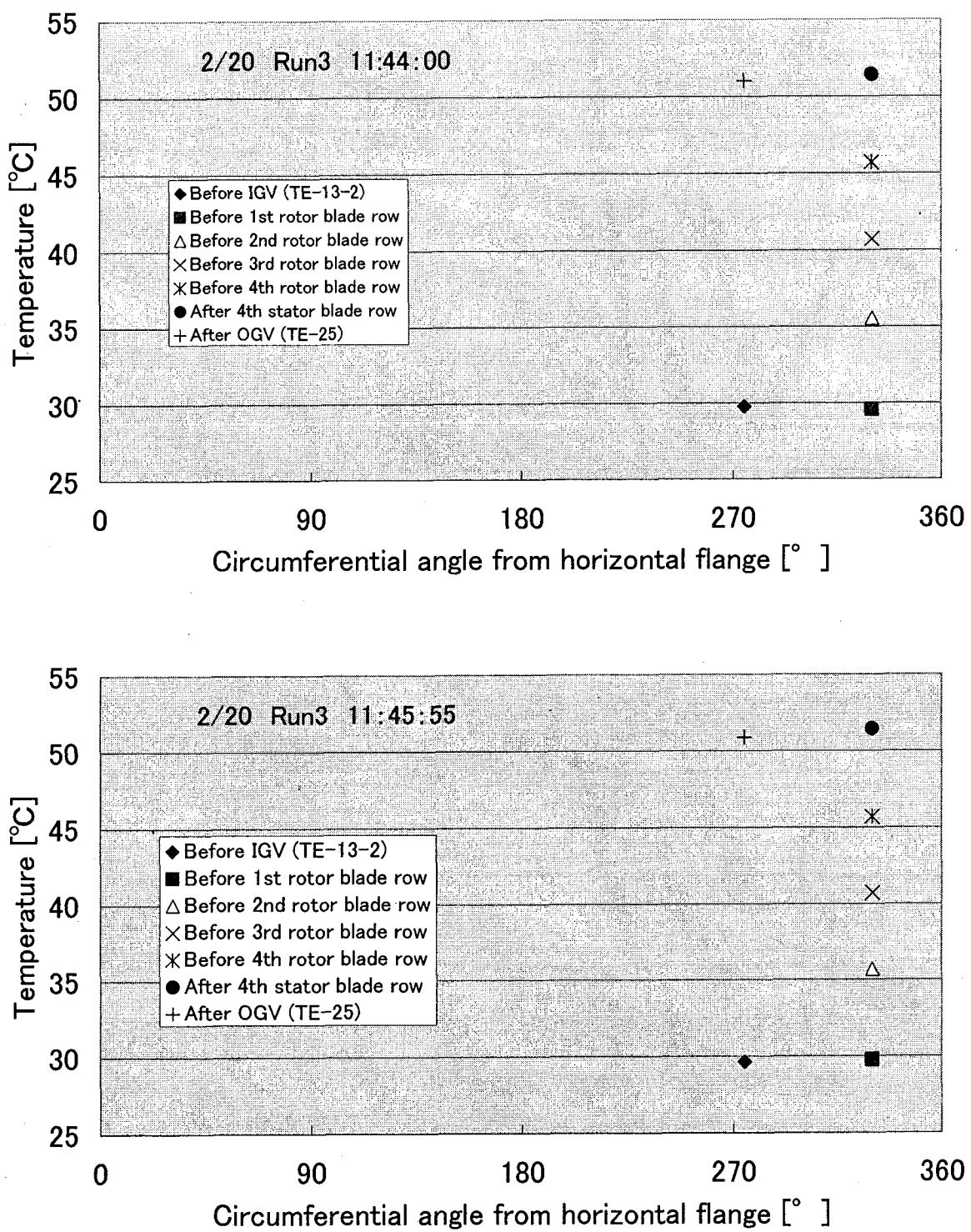


Fig. A-146 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 11:44:00 & 11:45:55)

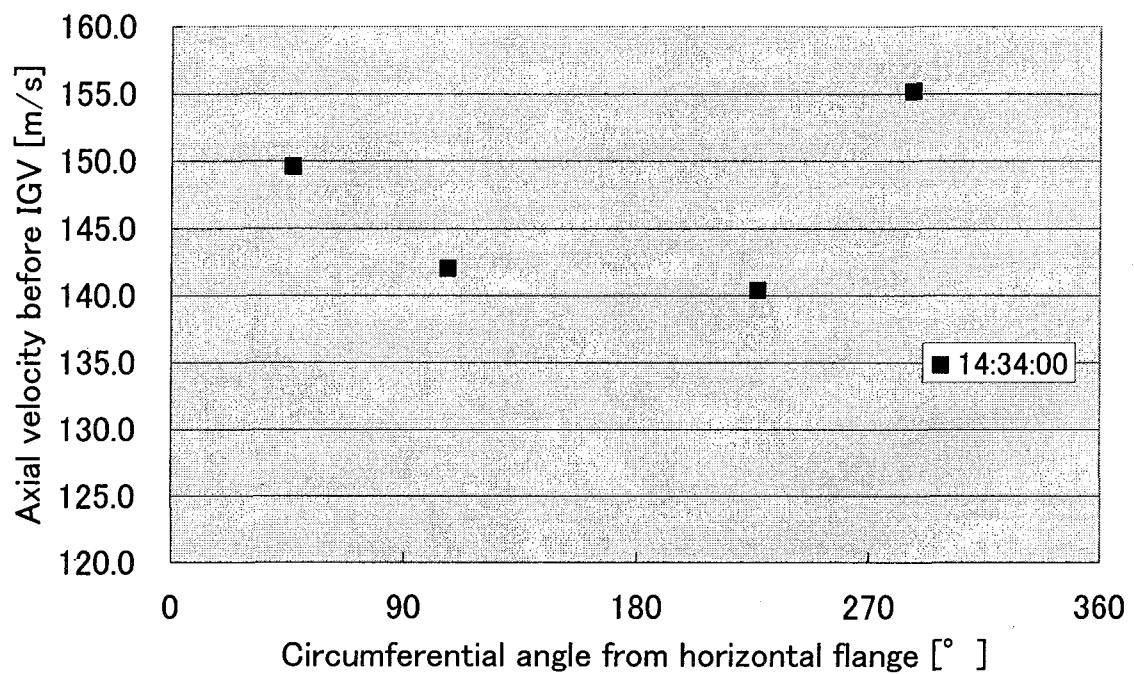


Fig. A-147 Velocity distribution before IGV

(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

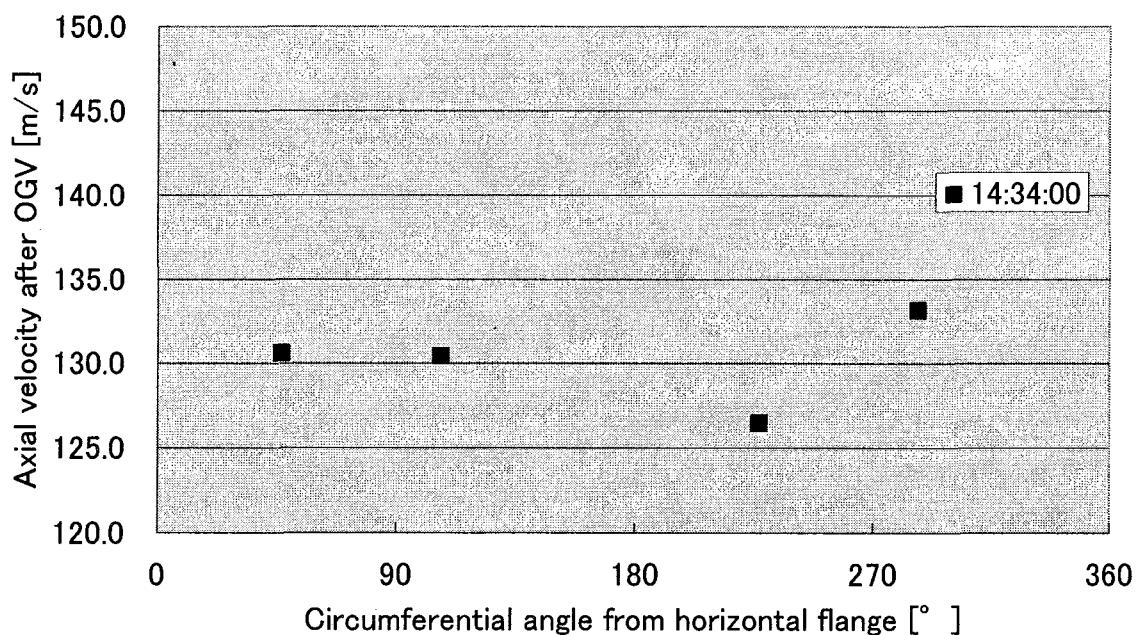


Fig. A-148 Velocity distribution after OGV

(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

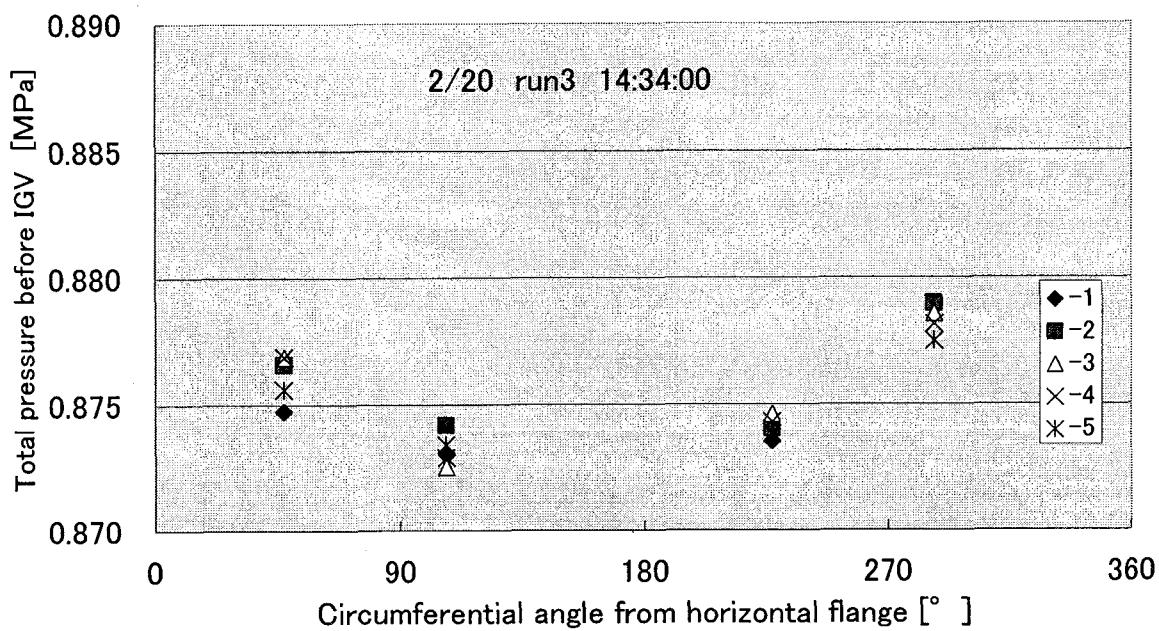


Fig. A-149 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

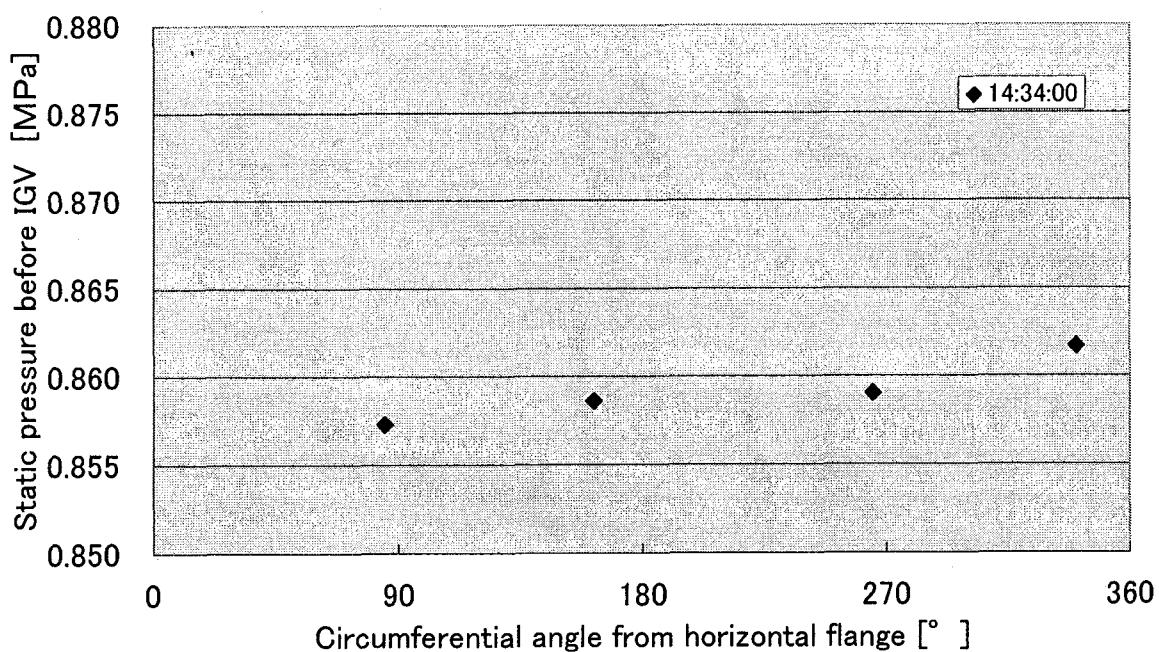


Fig. A-150 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

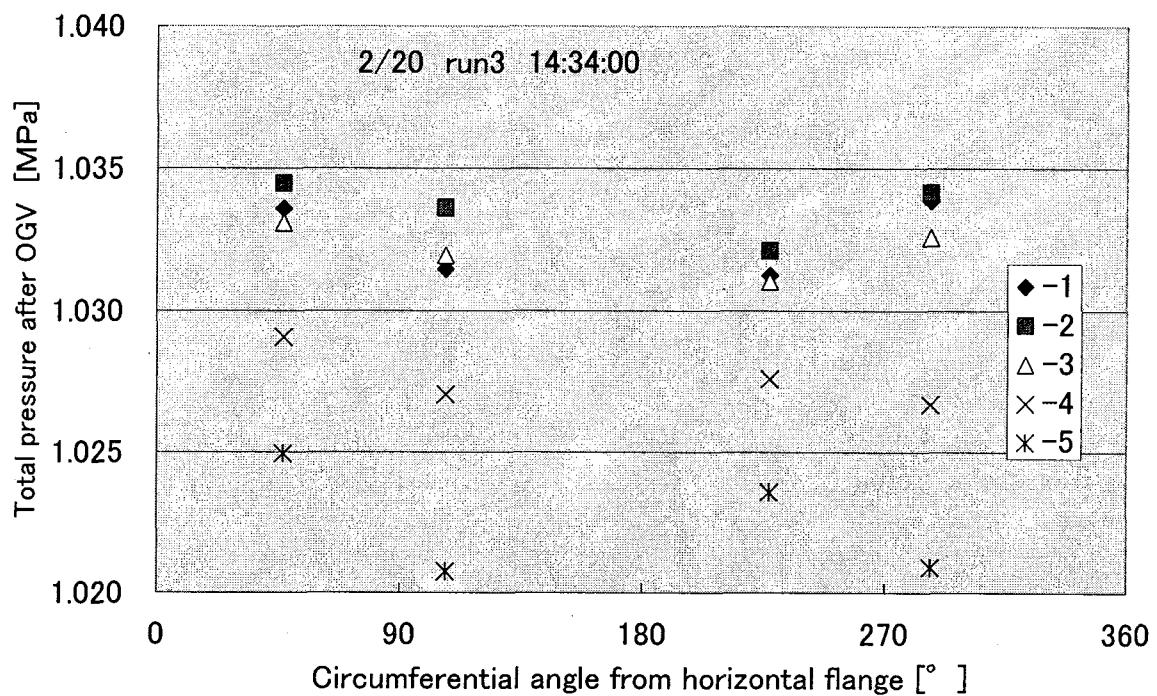


Fig. A-151 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

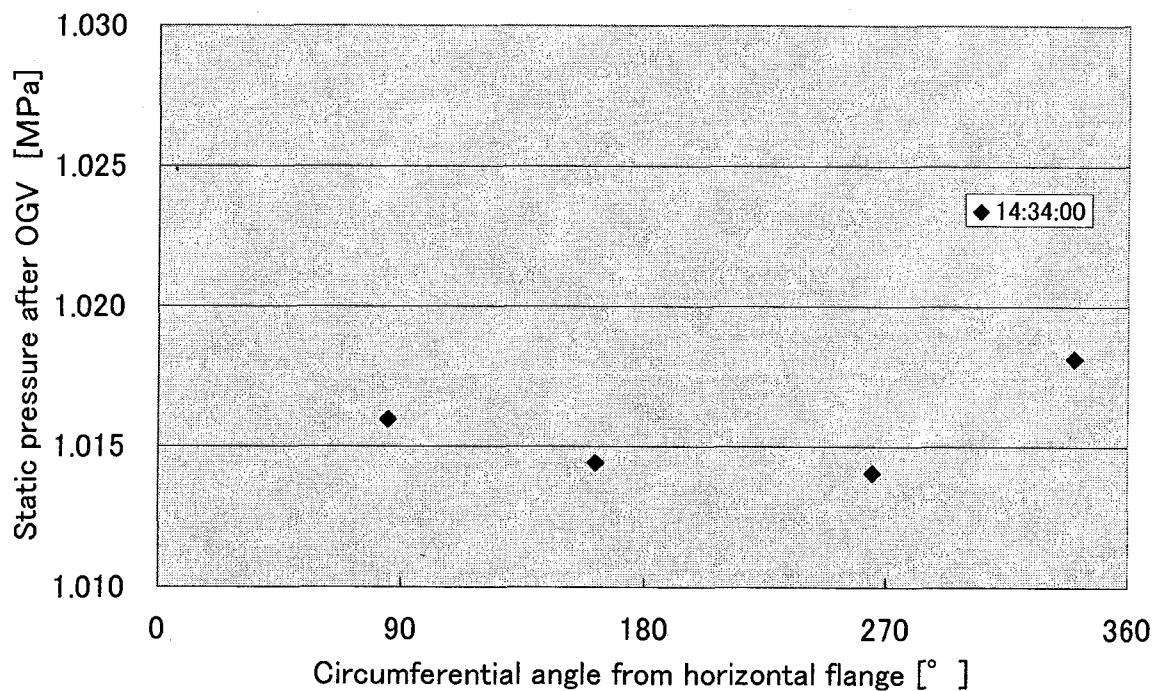


Fig. A-152 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

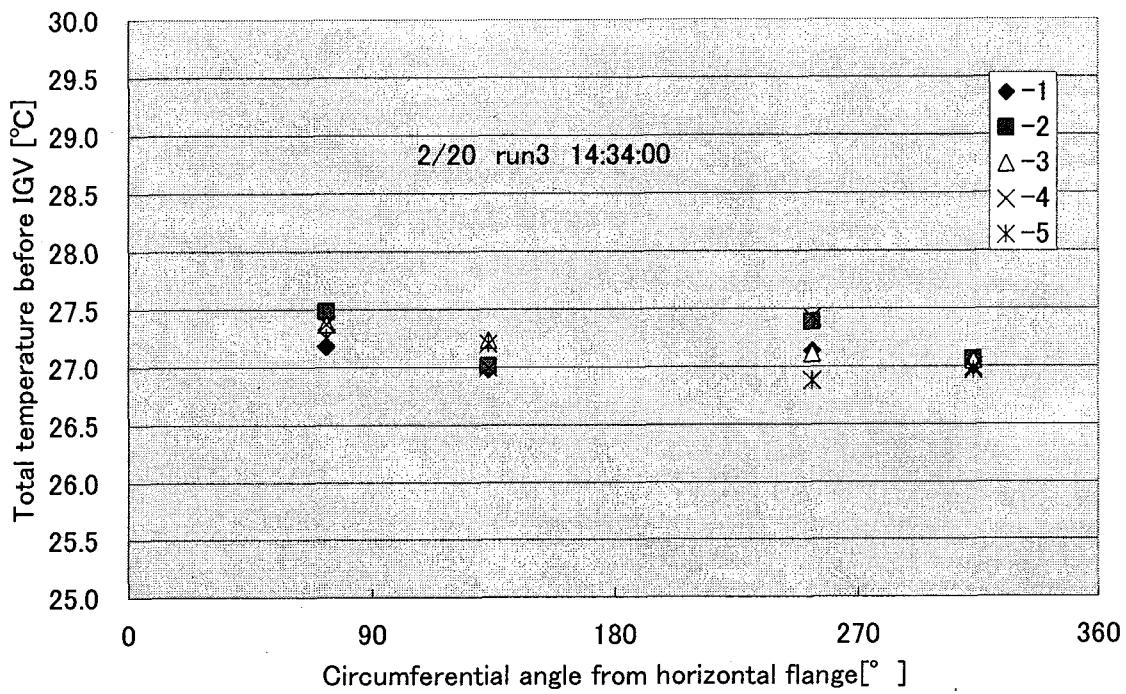


Fig. A-153 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

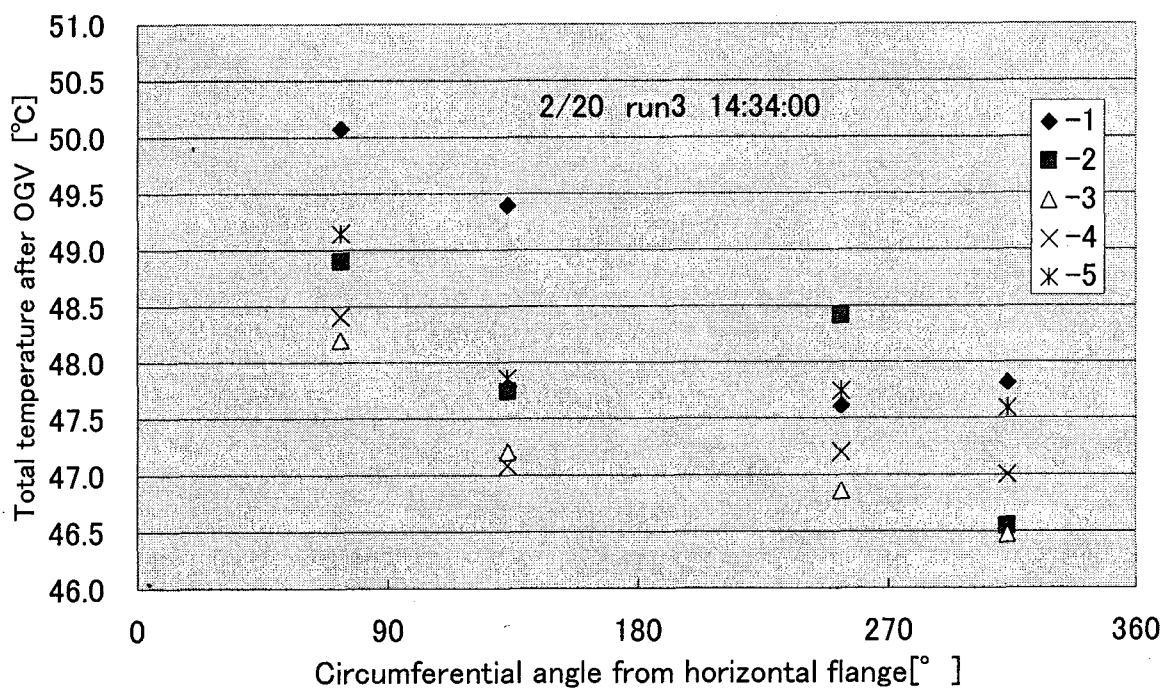


Fig. A-154 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

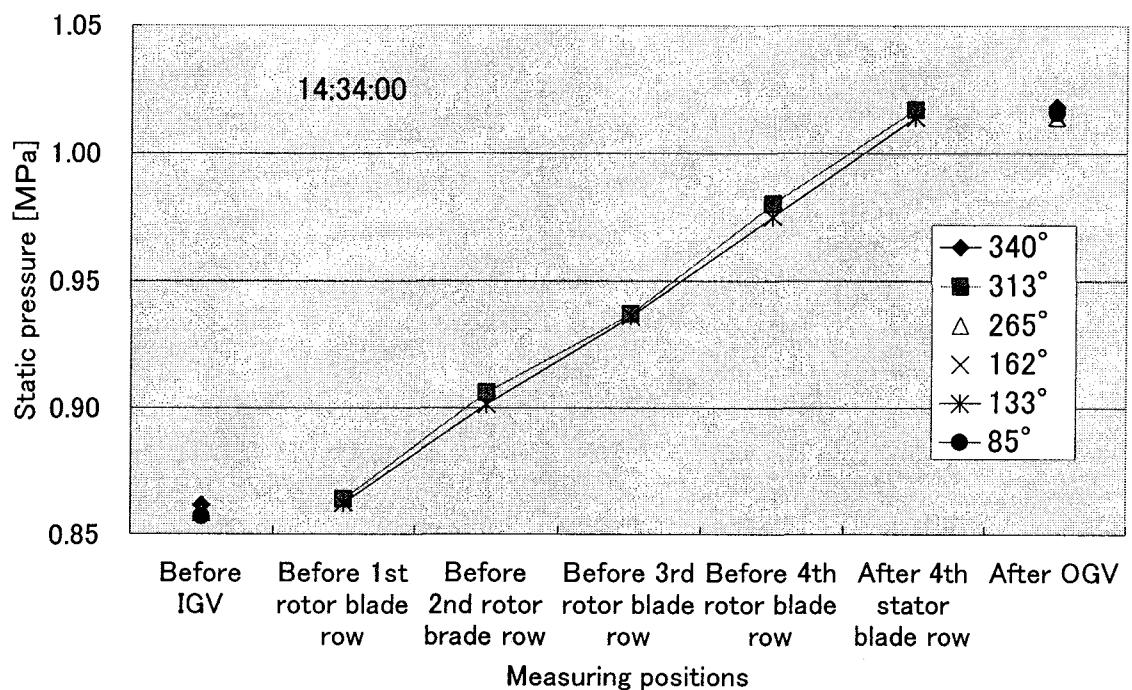


Fig. A-155 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

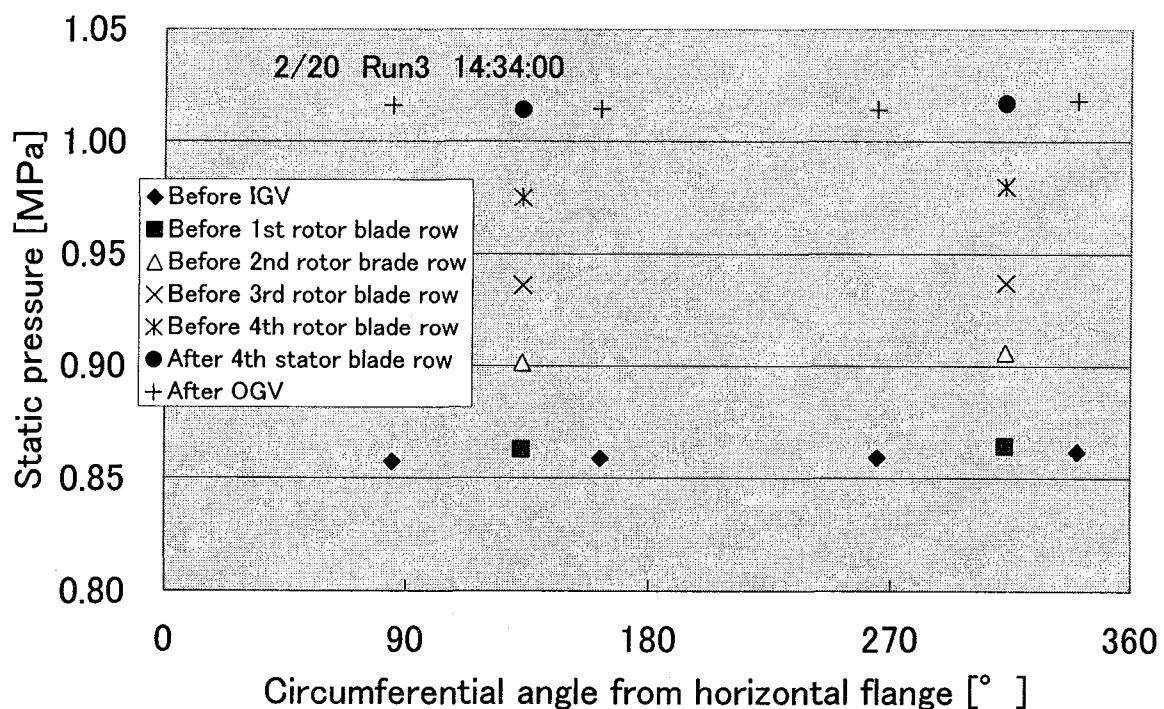


Fig. A-156 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

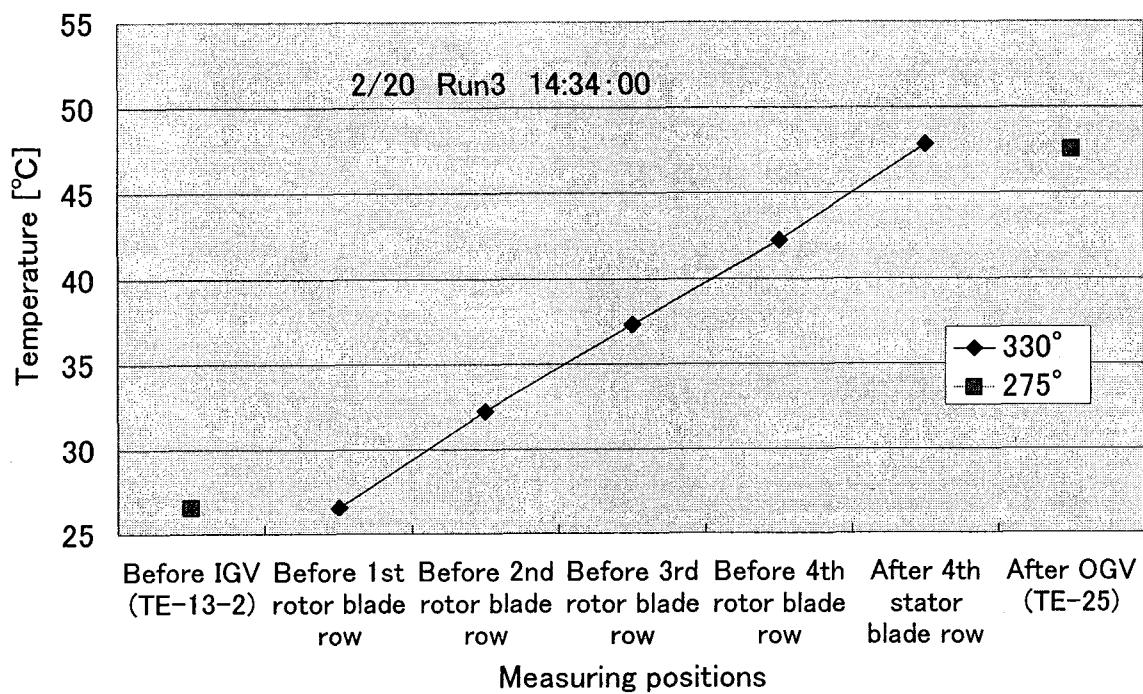


Fig. A-157 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

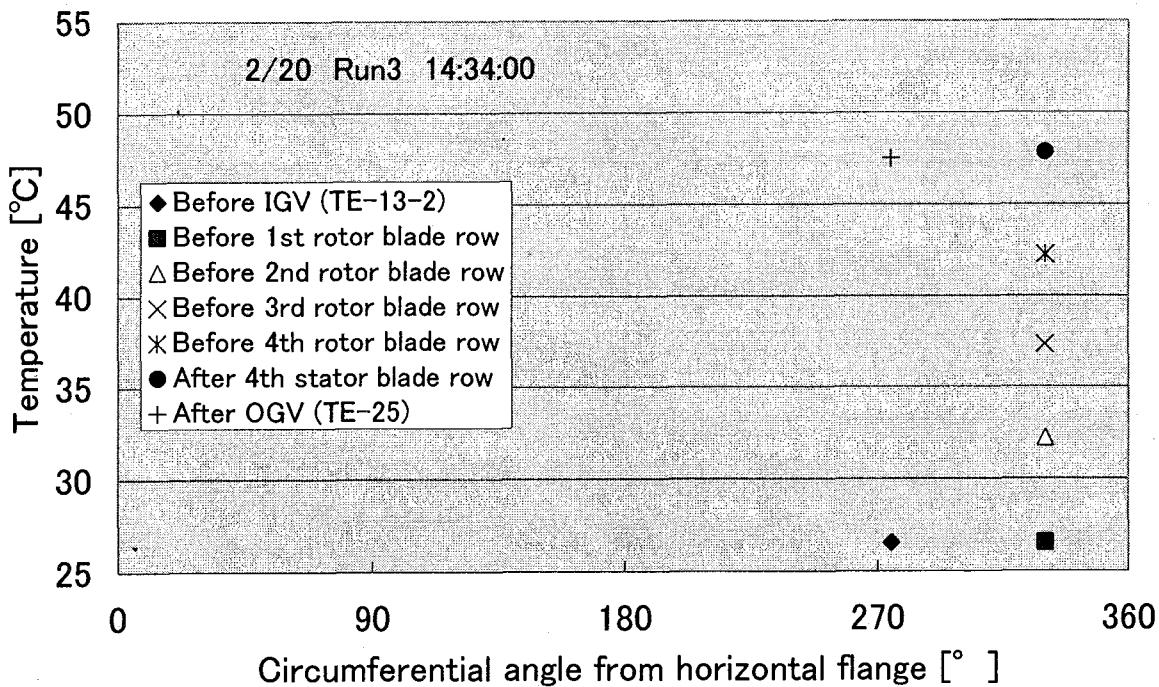


Fig. A-158 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:34:00)

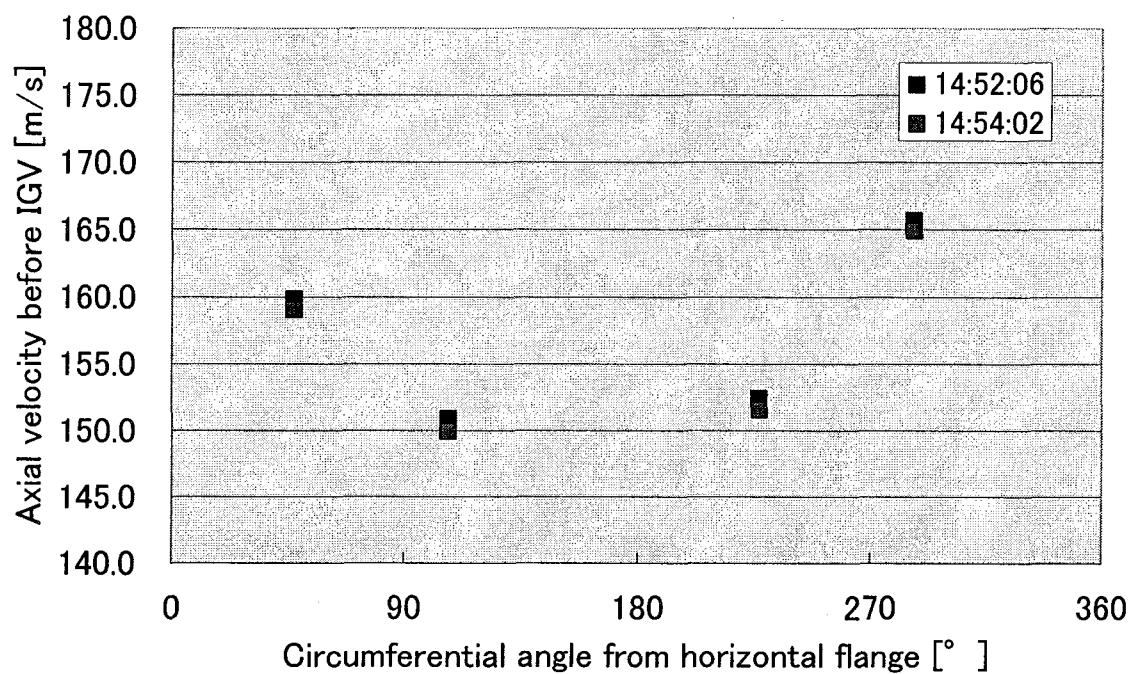


Fig. A-159 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

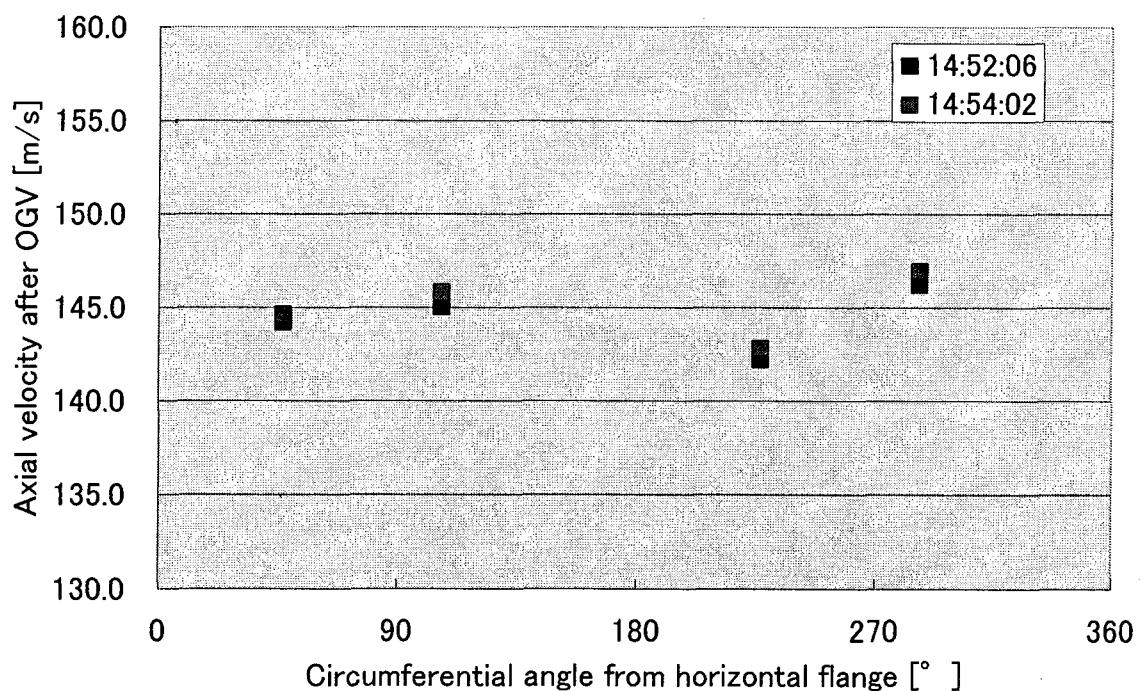


Fig. A-160 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

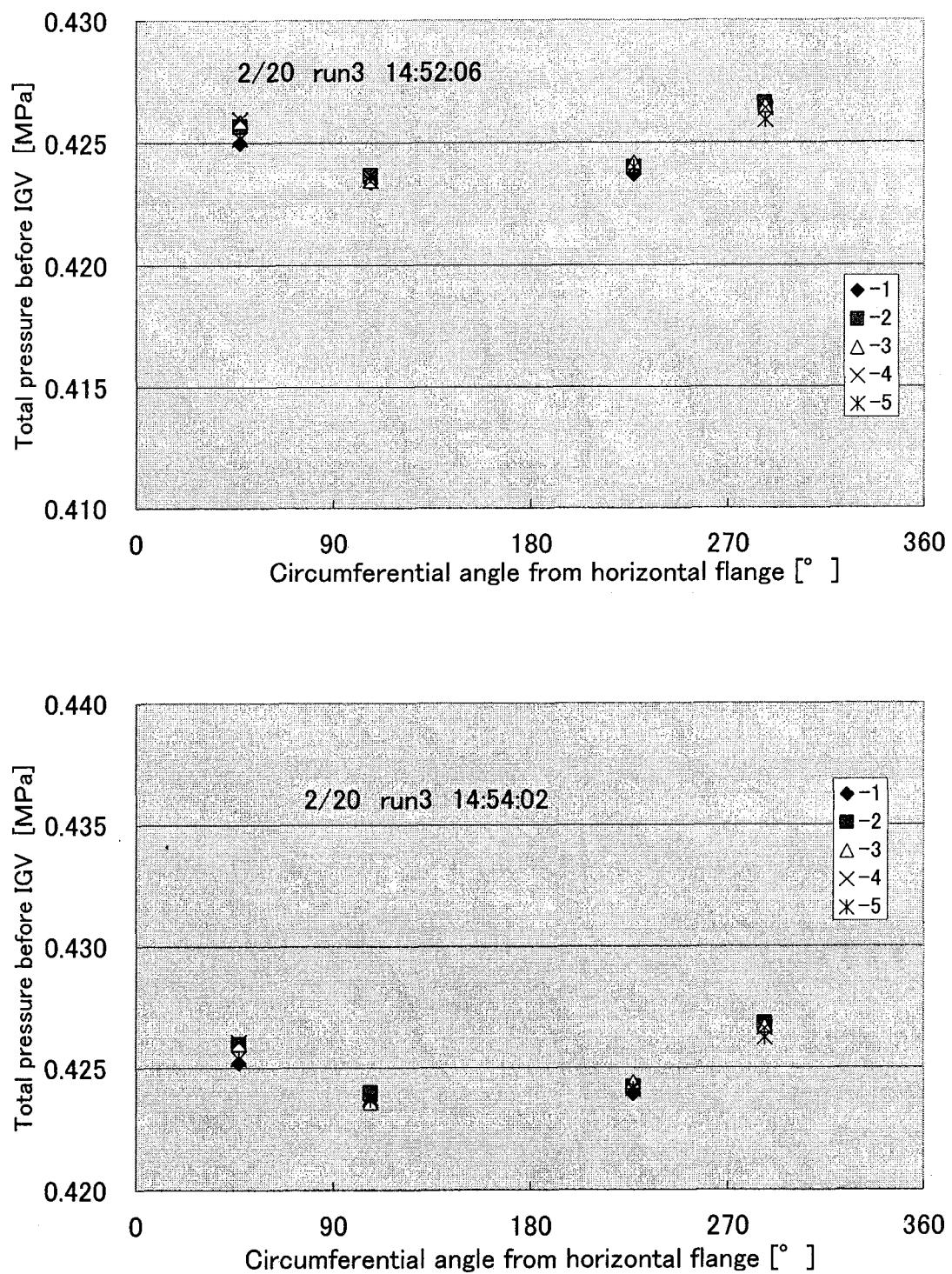


Fig. A-161 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

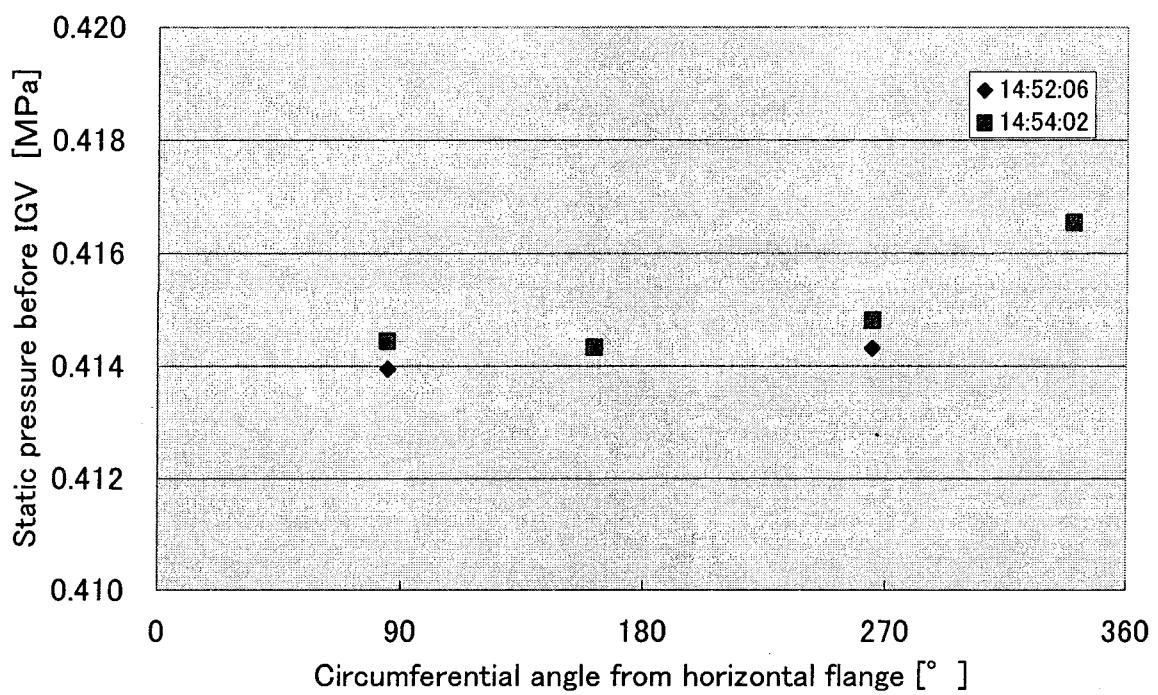


Fig. A-162 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

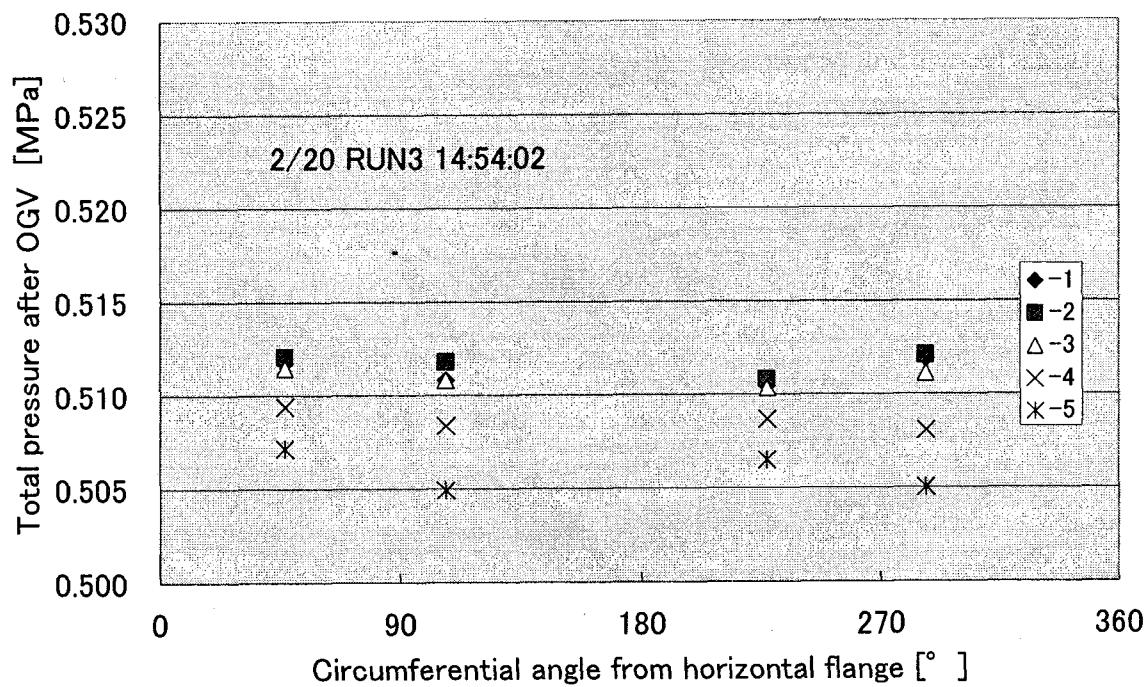
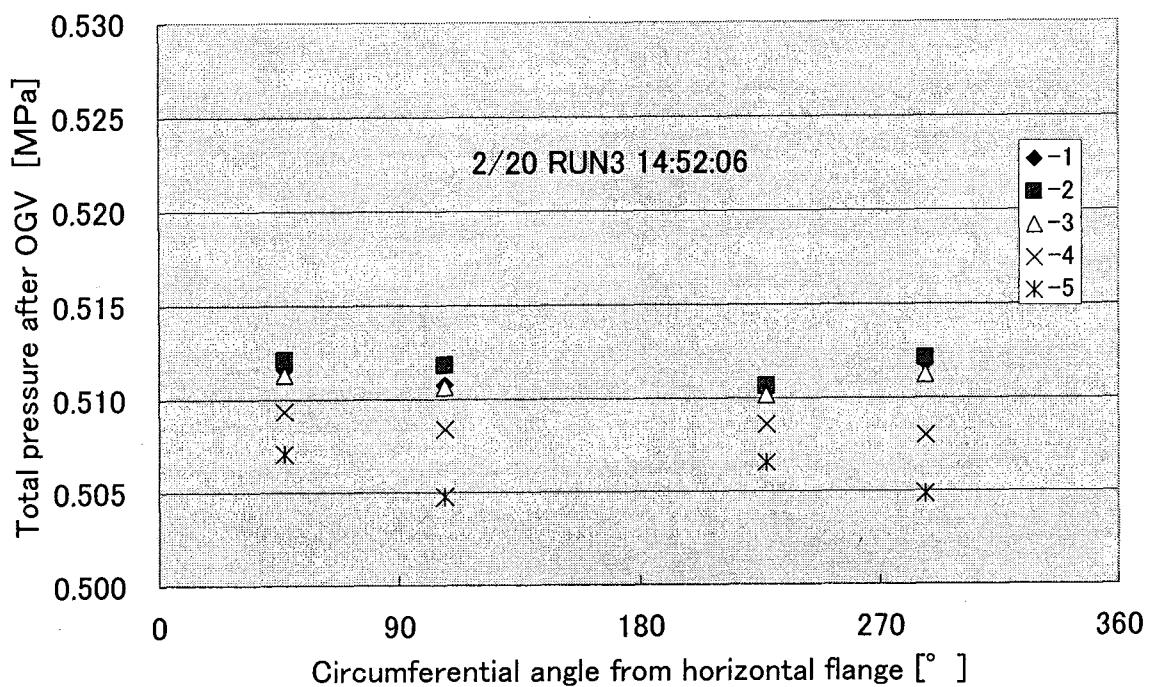


Fig. A-163 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

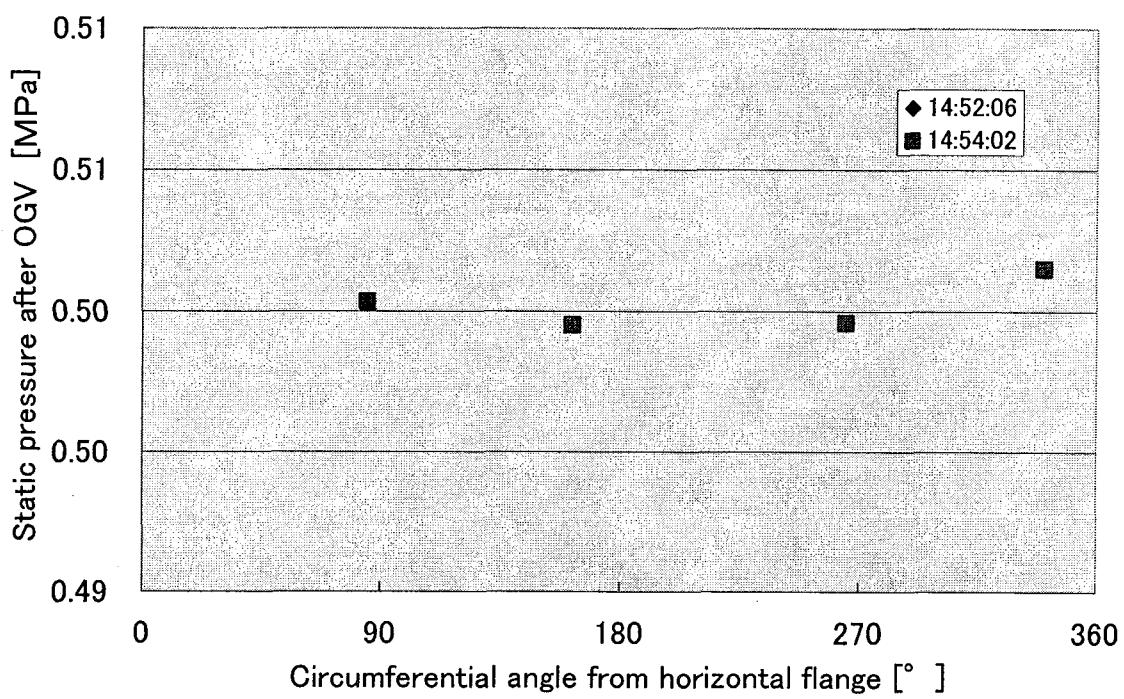


Fig. A-164 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

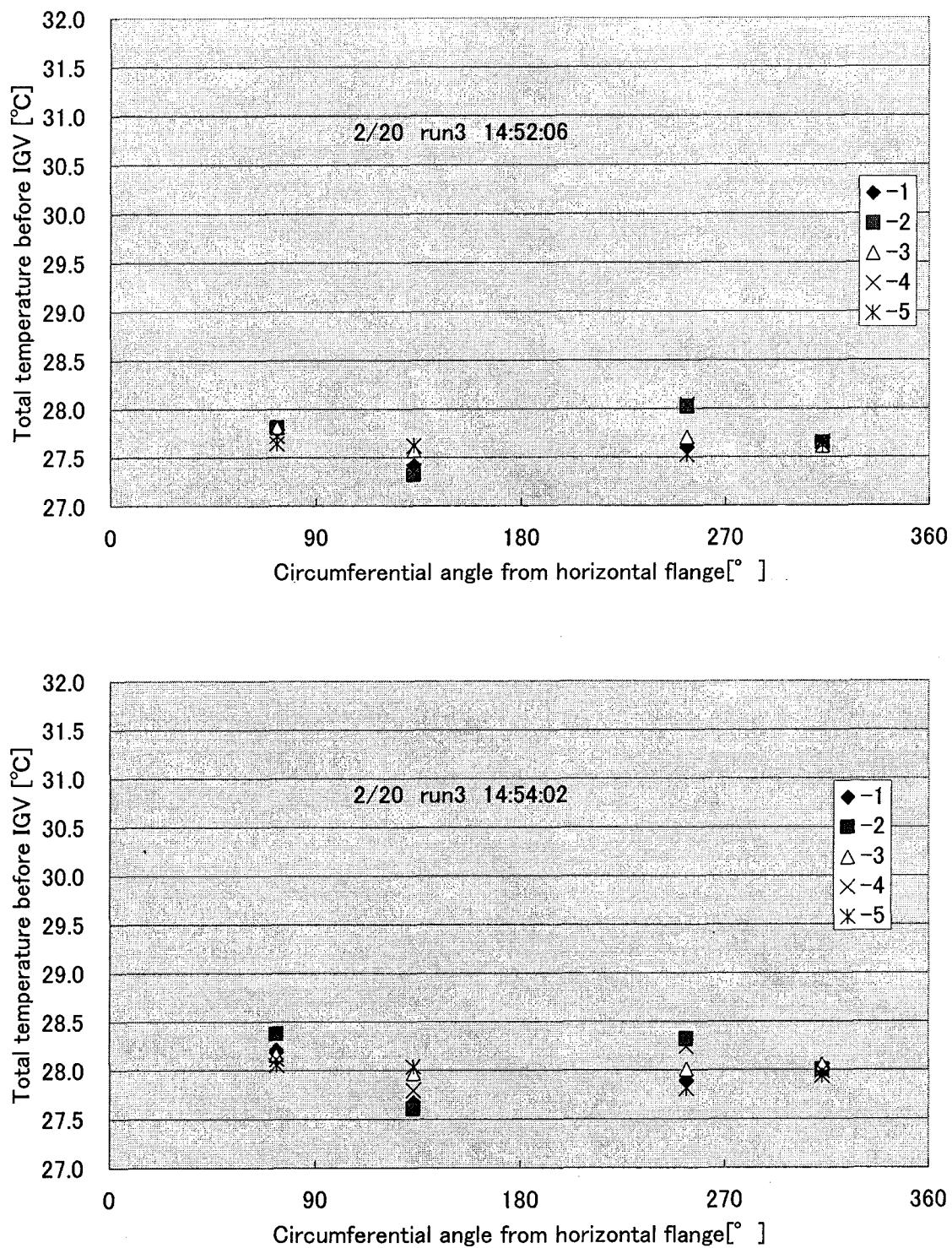


Fig. A-165 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

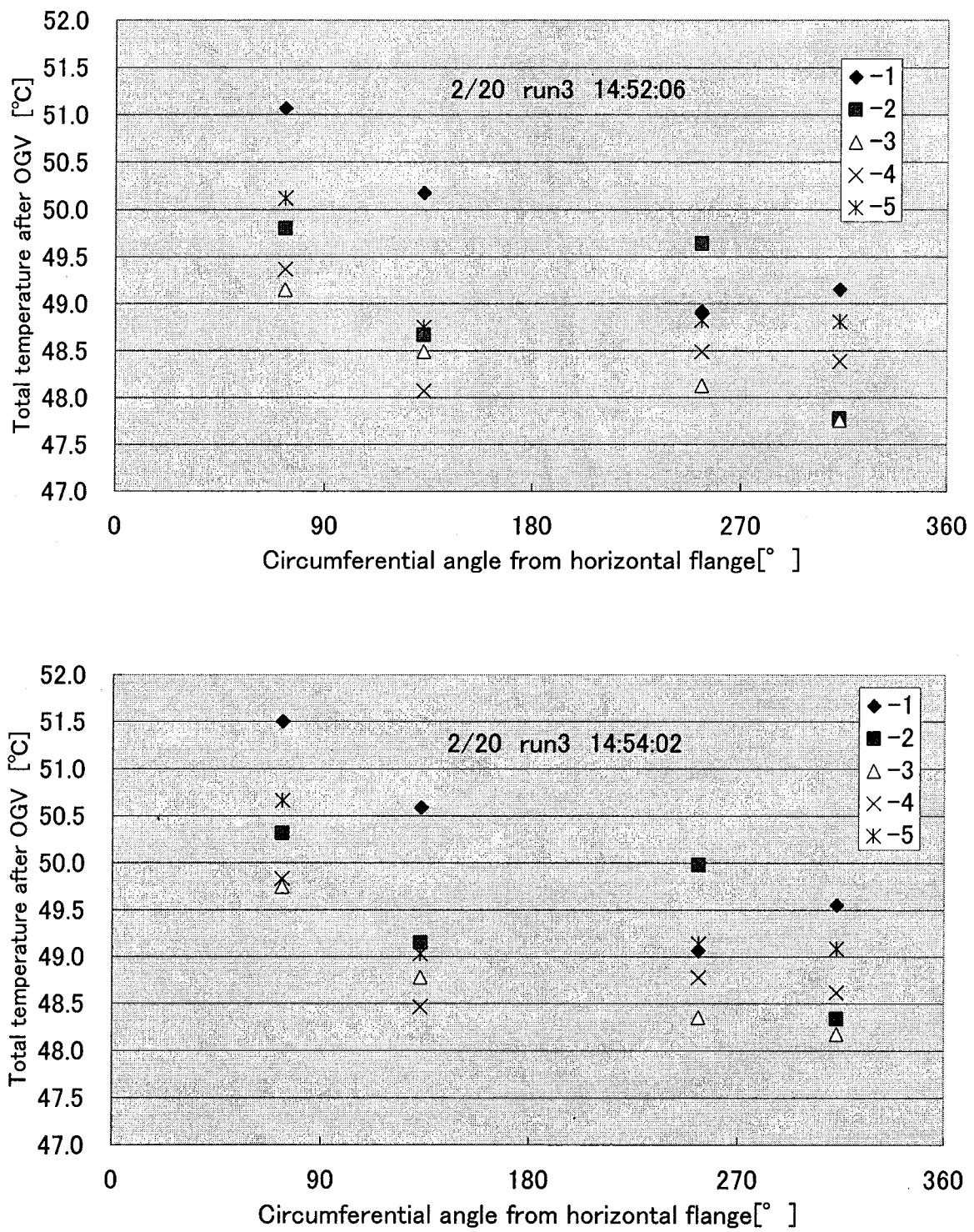


Fig. A-166 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

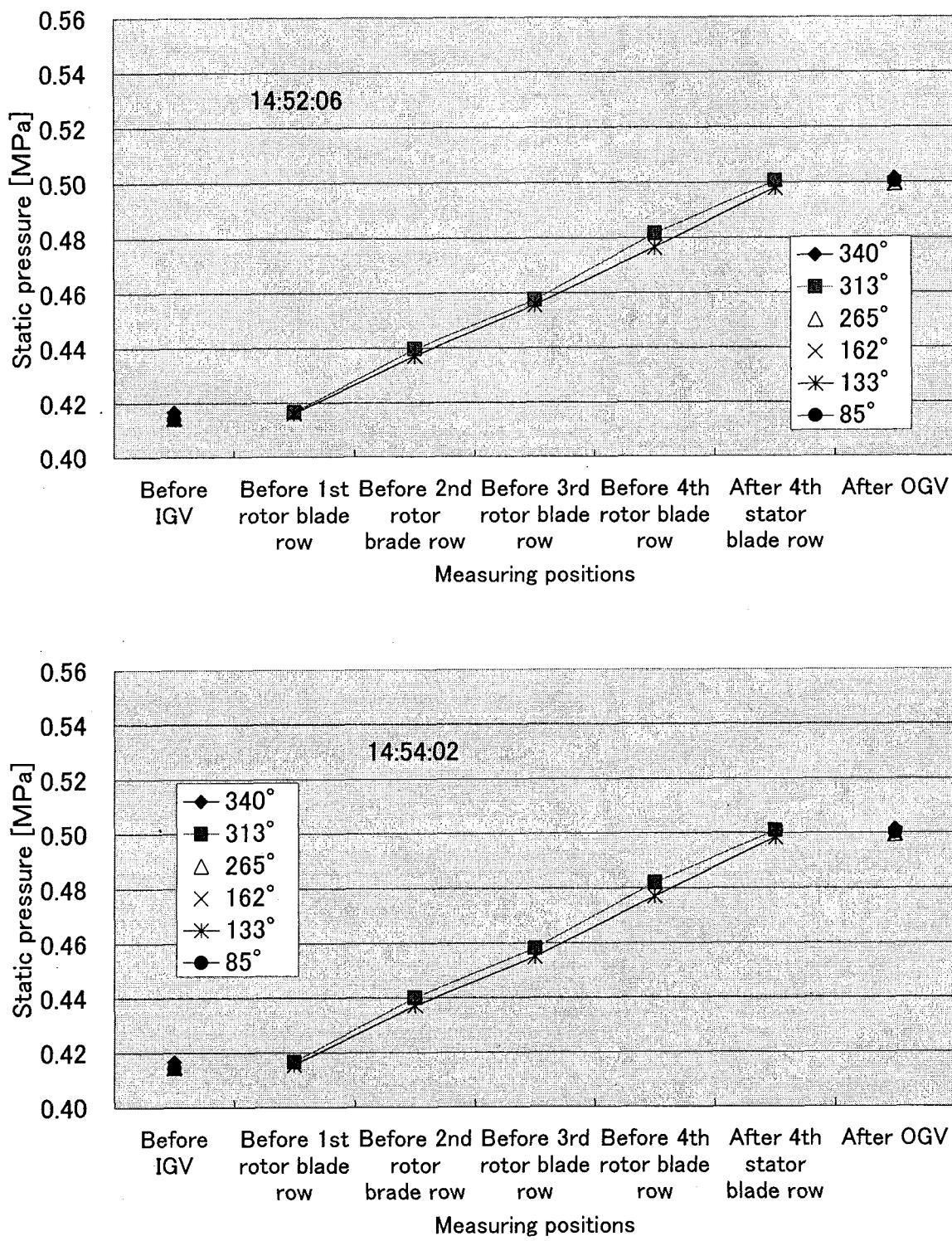


Fig. A-167 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
 (CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

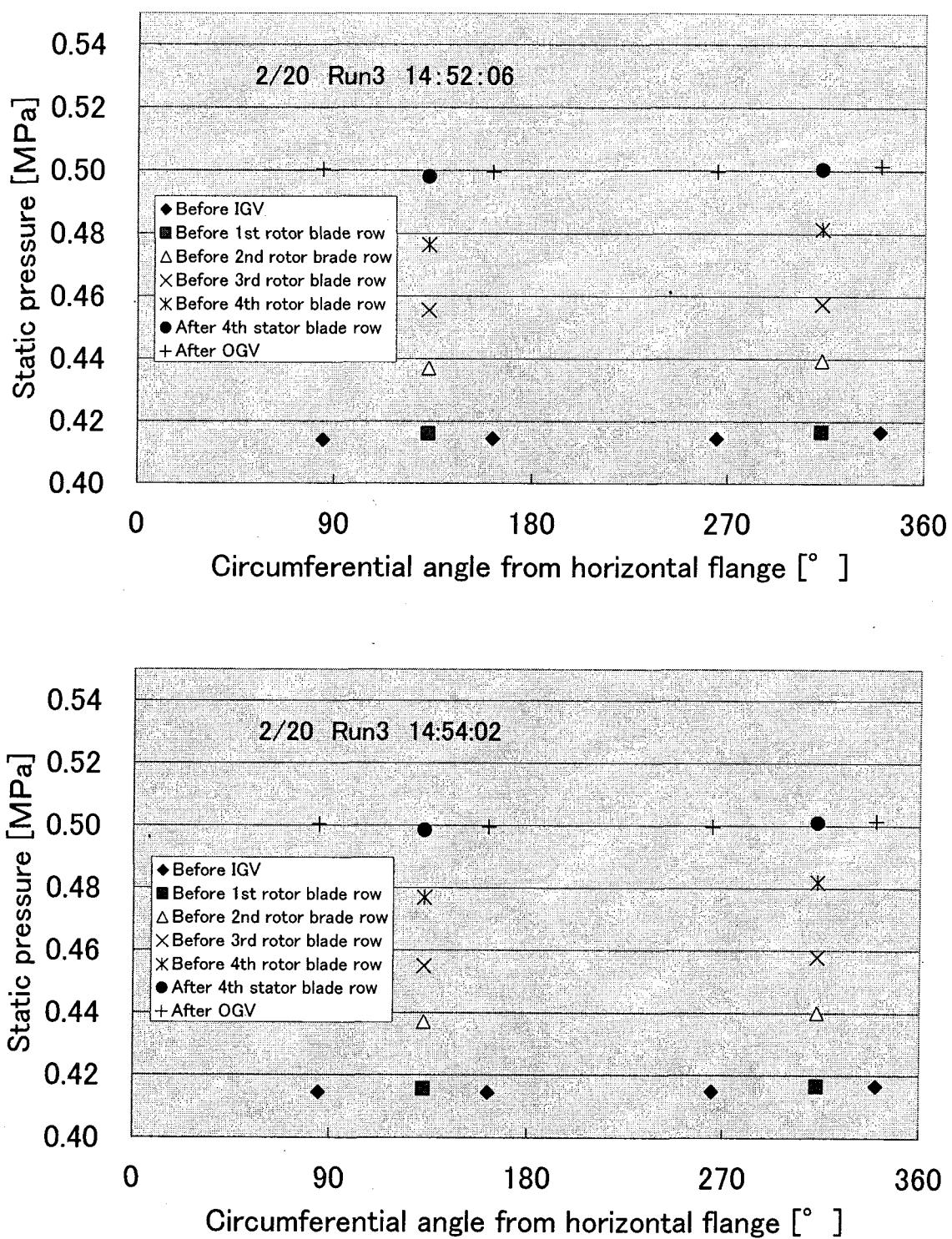


Fig. A-168 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

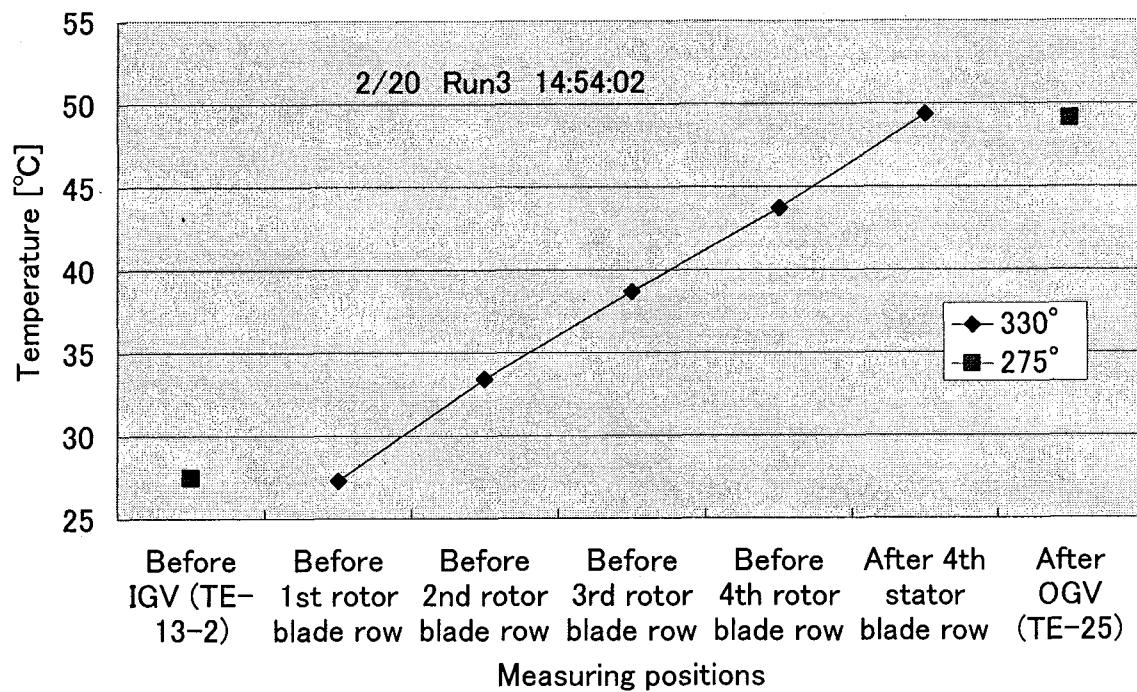
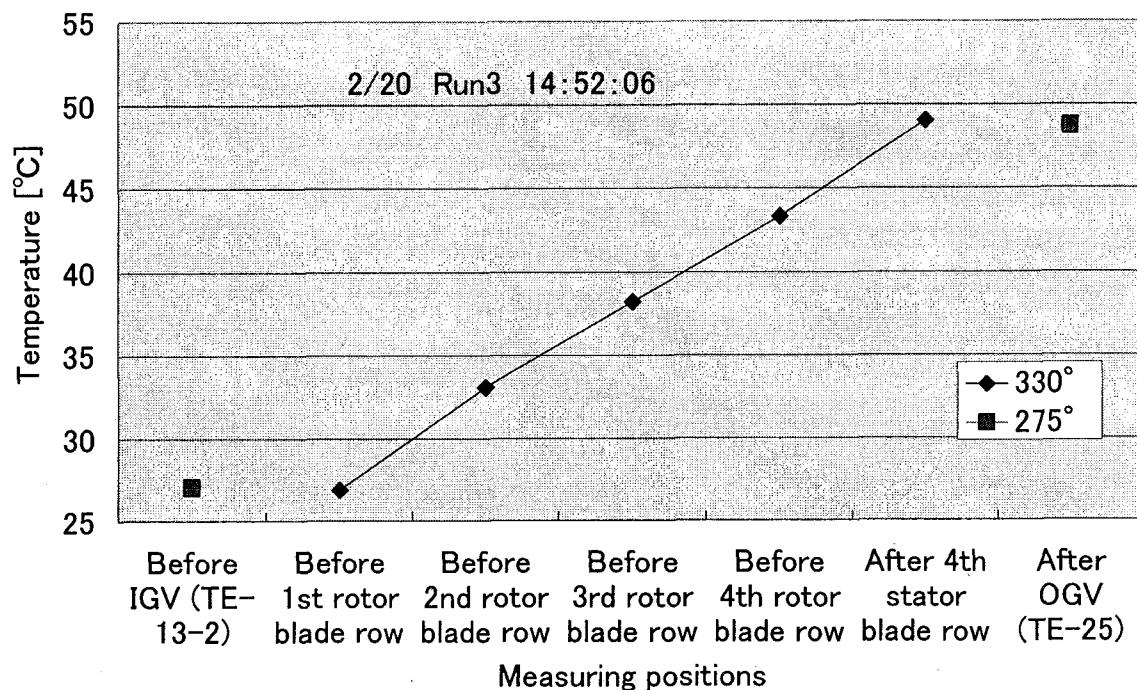


Fig. A-169 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

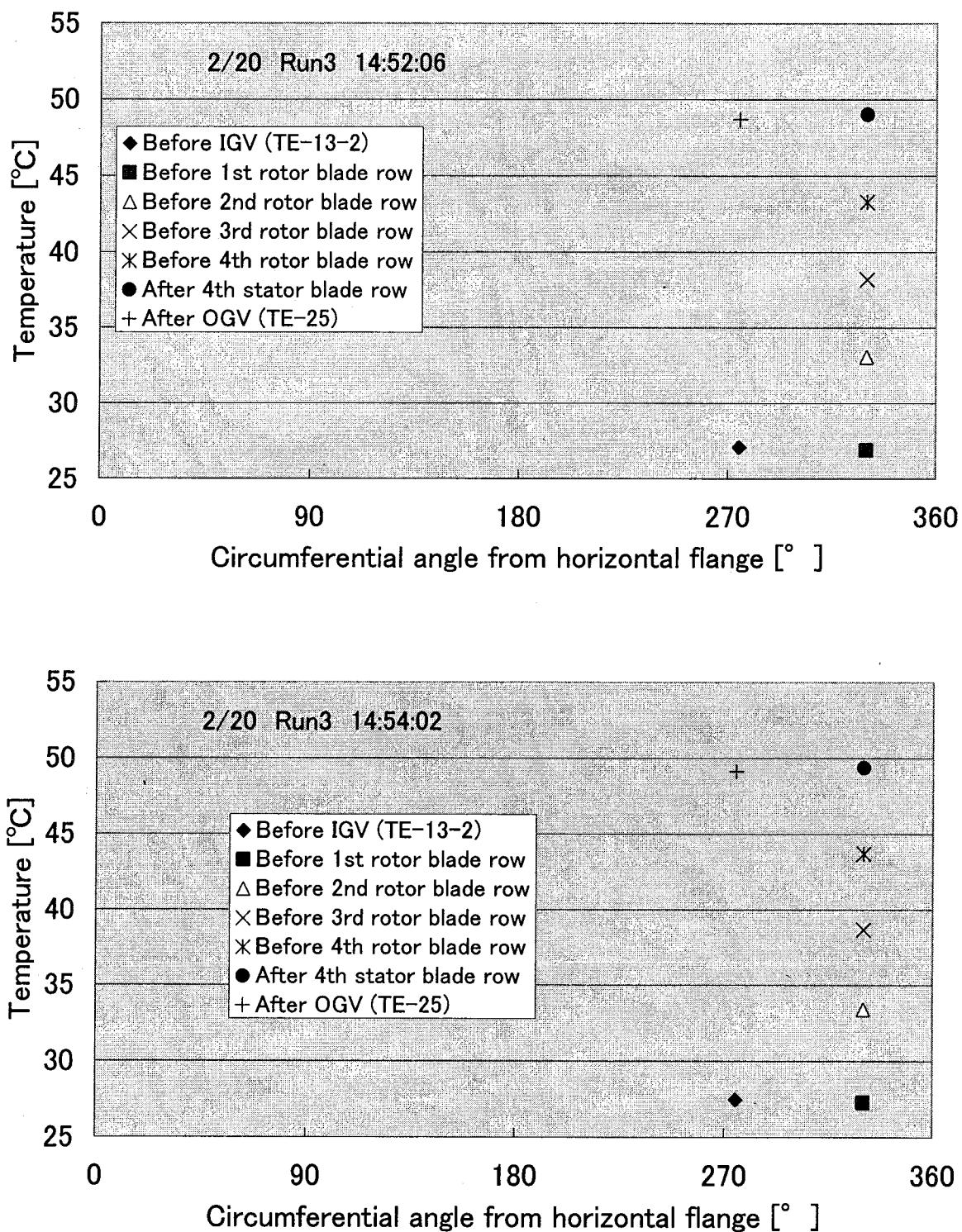


Fig. A-170 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 14:52:06 & 14:54:02)

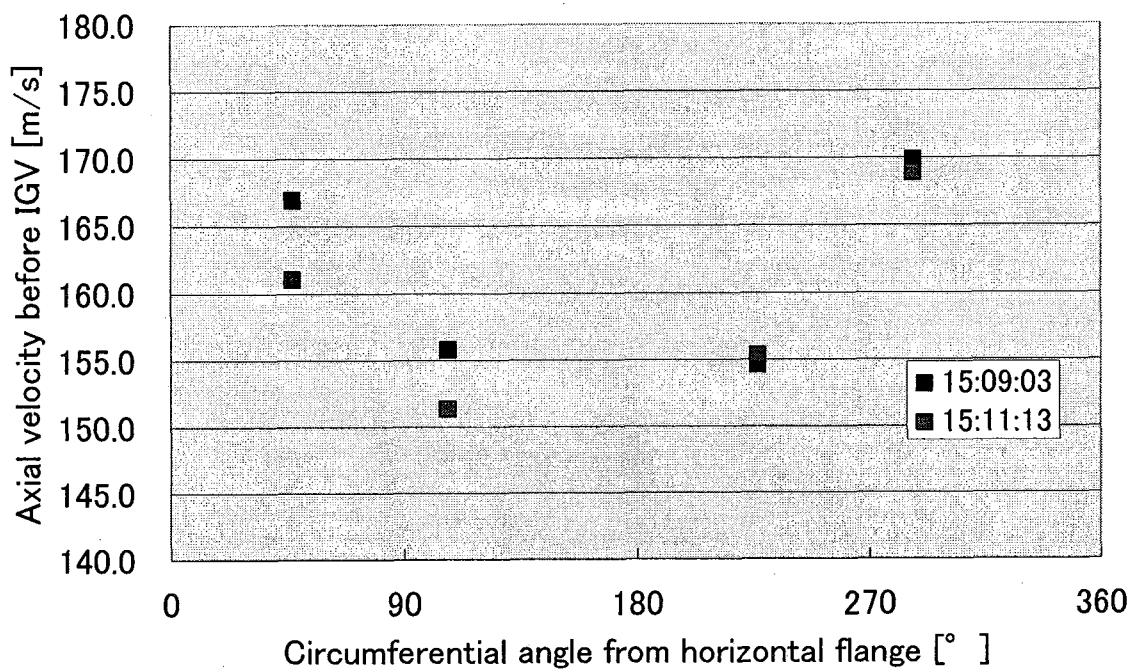


Fig. A-171 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

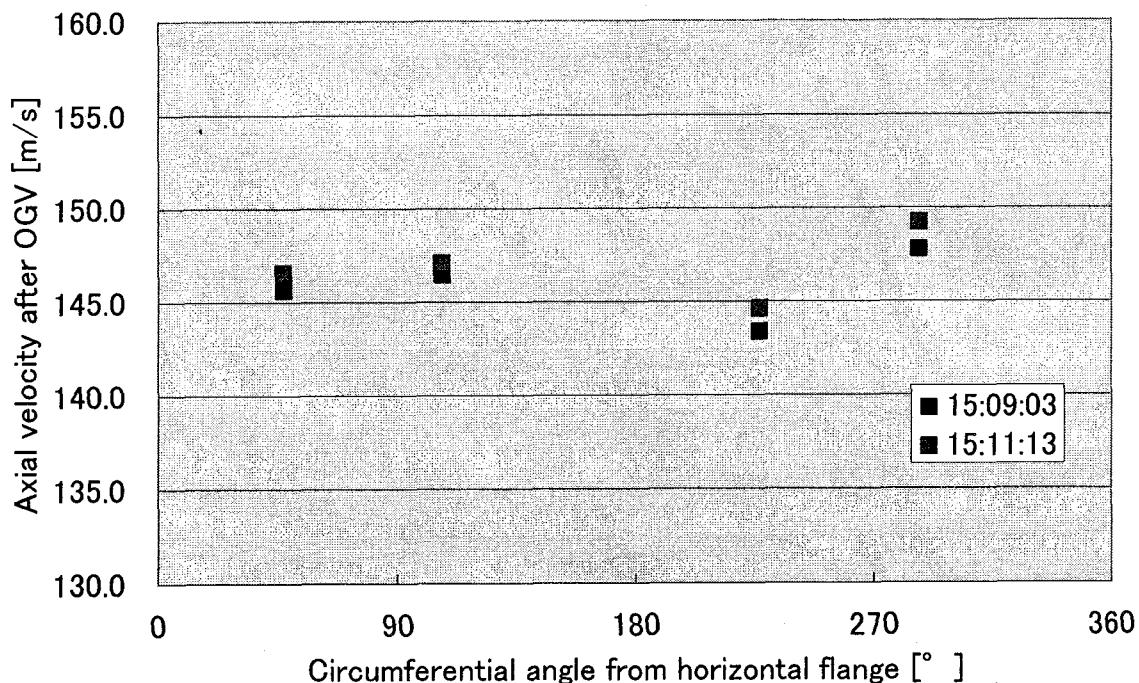


Fig. A-172 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

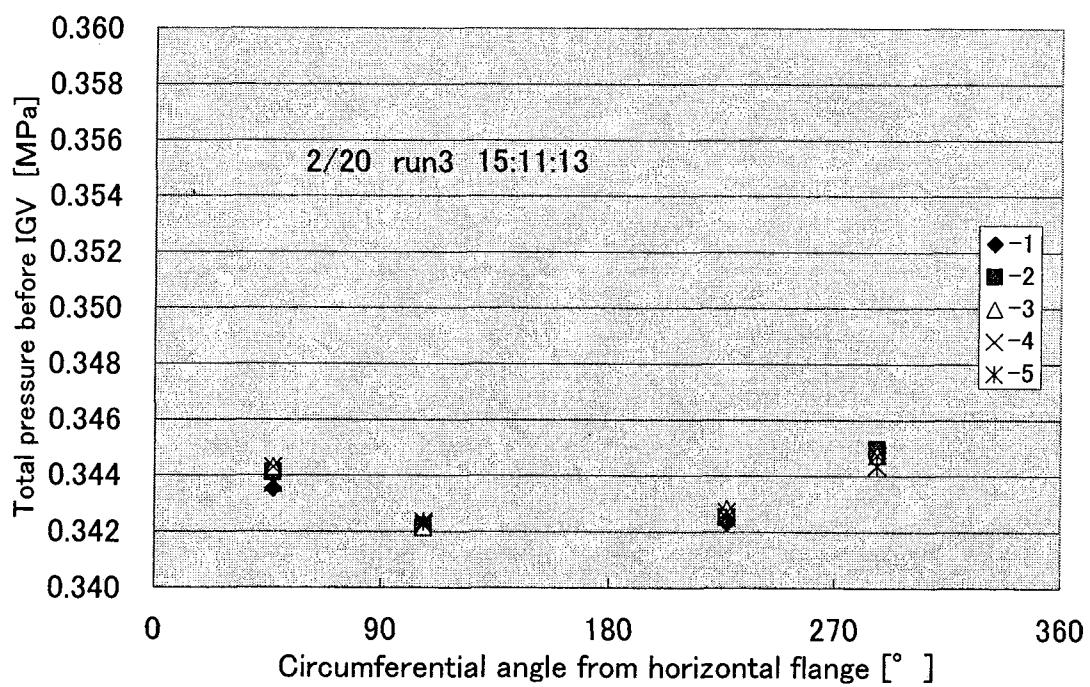
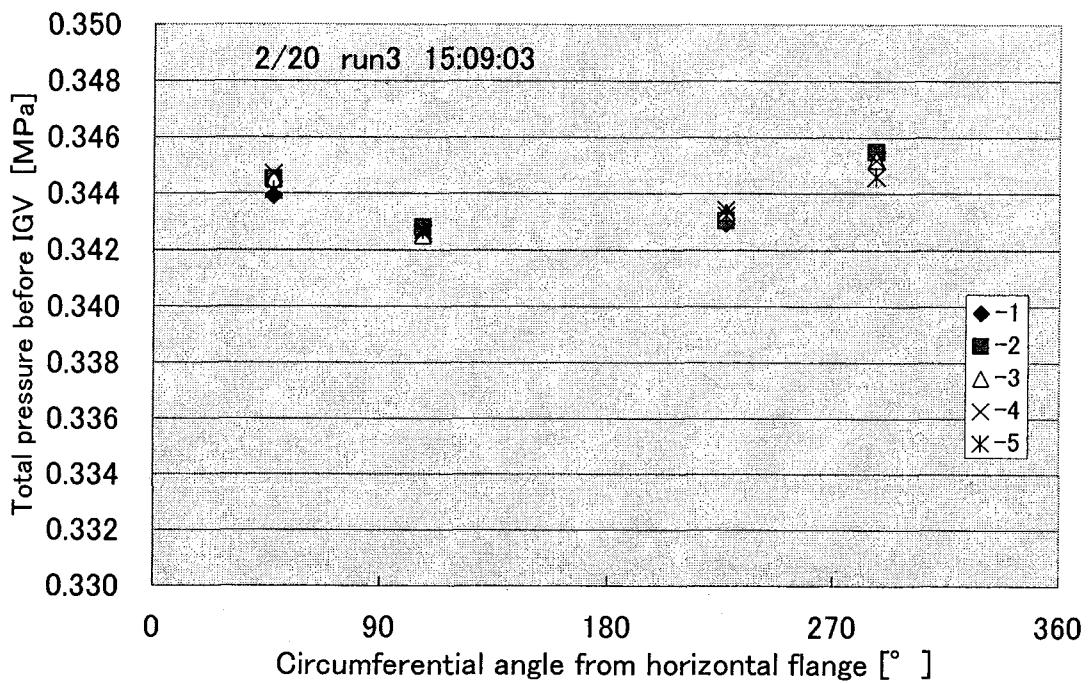


Fig. A-173 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

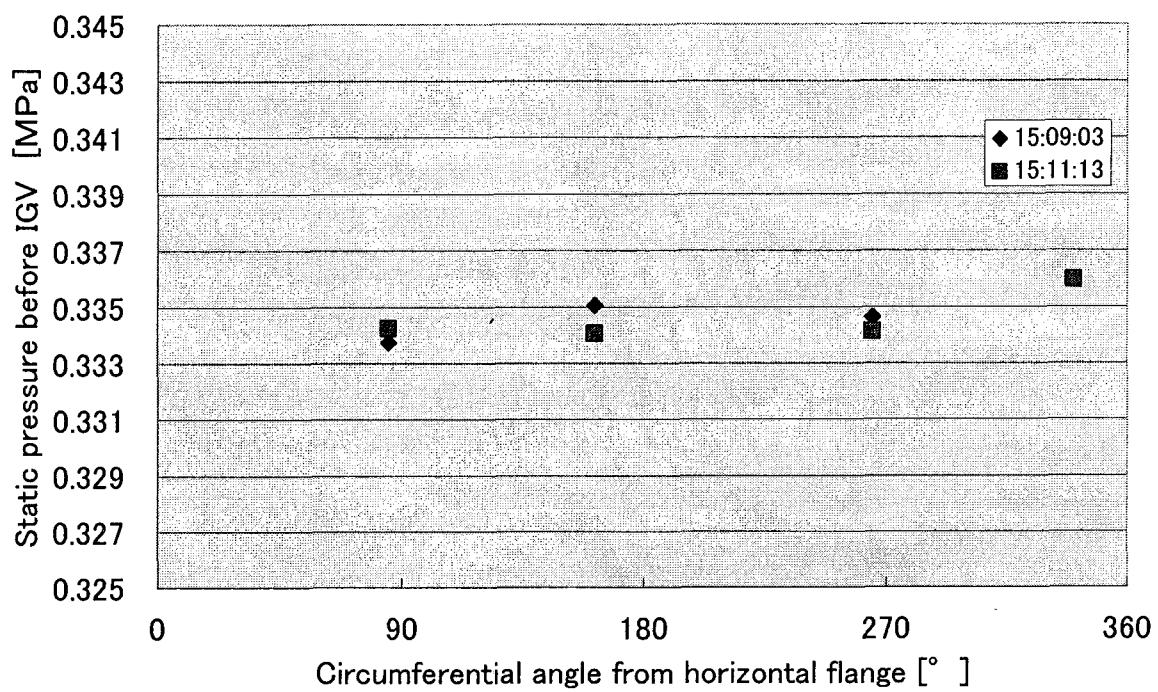


Fig. A-174 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

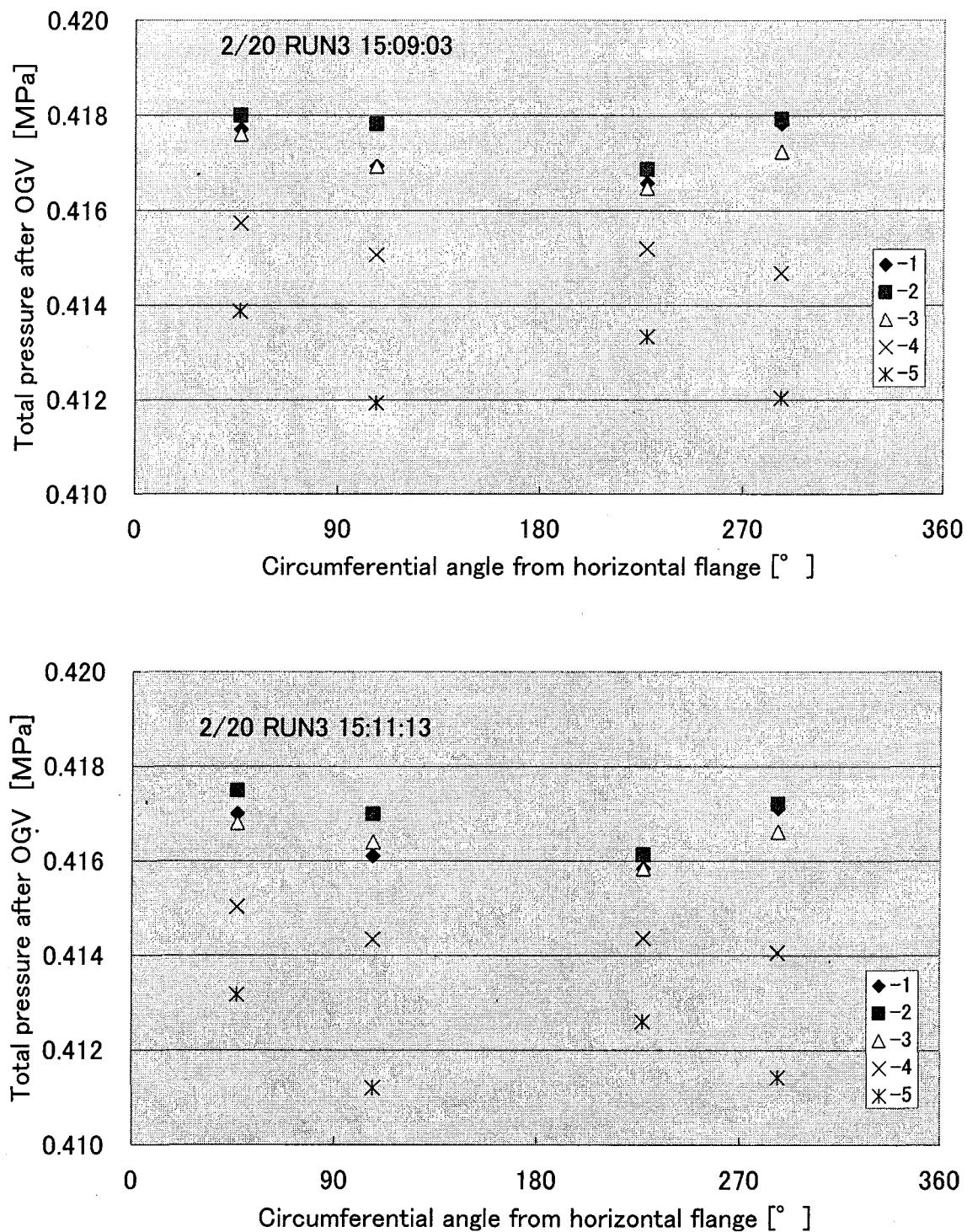


Fig. A-175 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

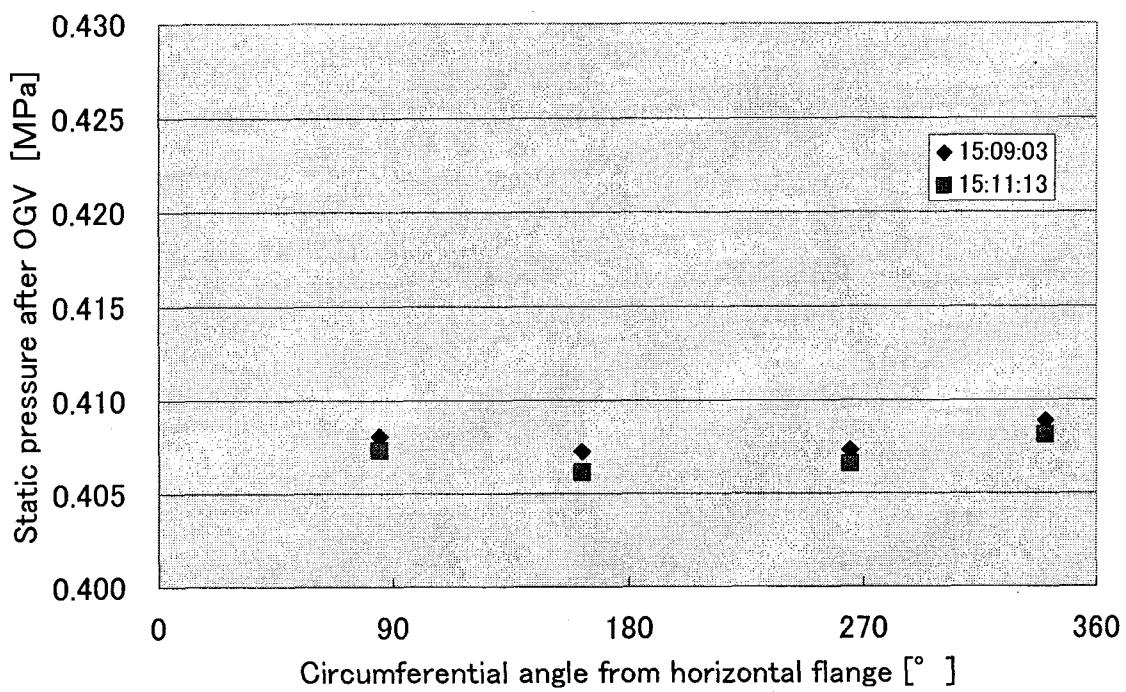


Fig. A-176 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

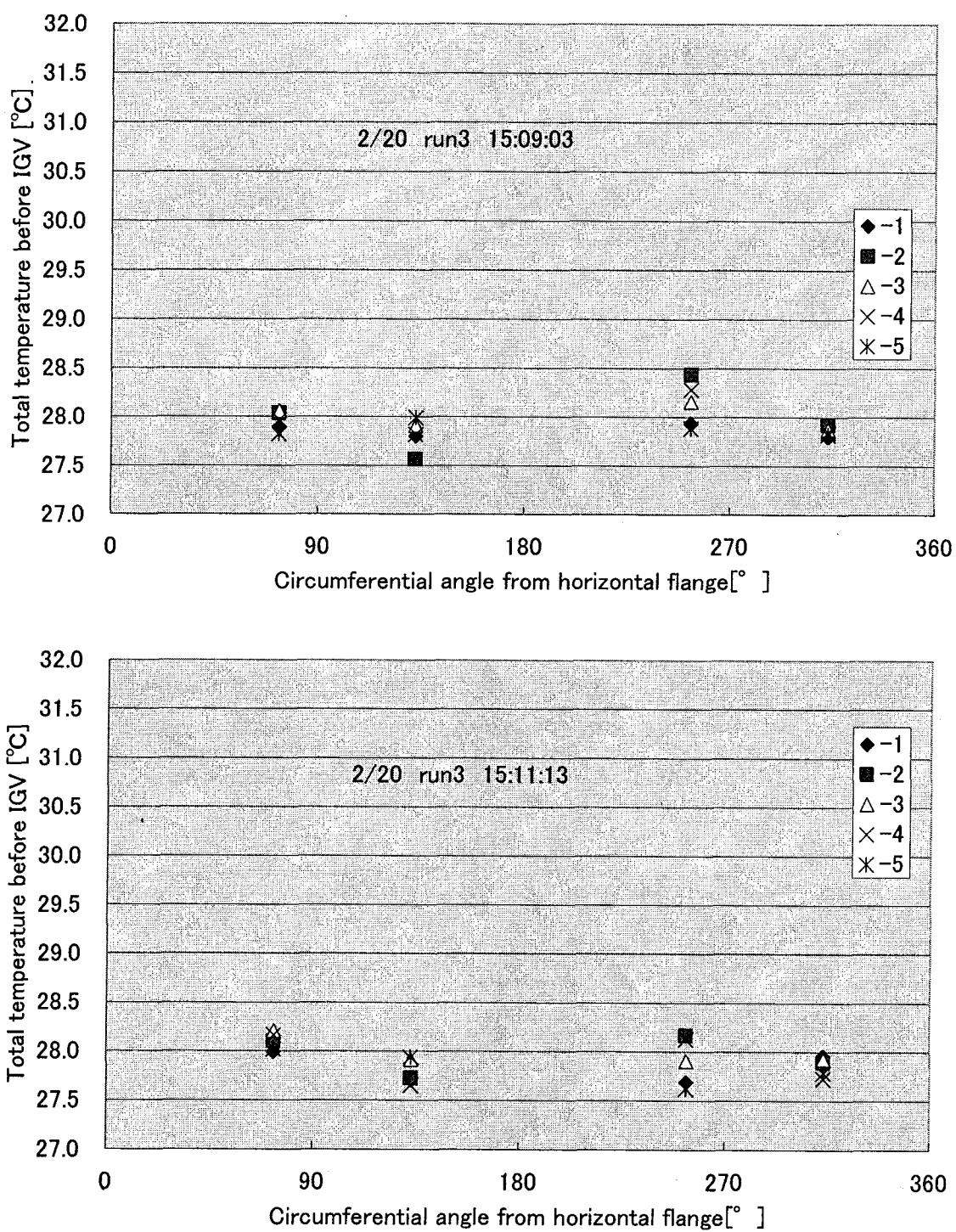


Fig. A-177 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

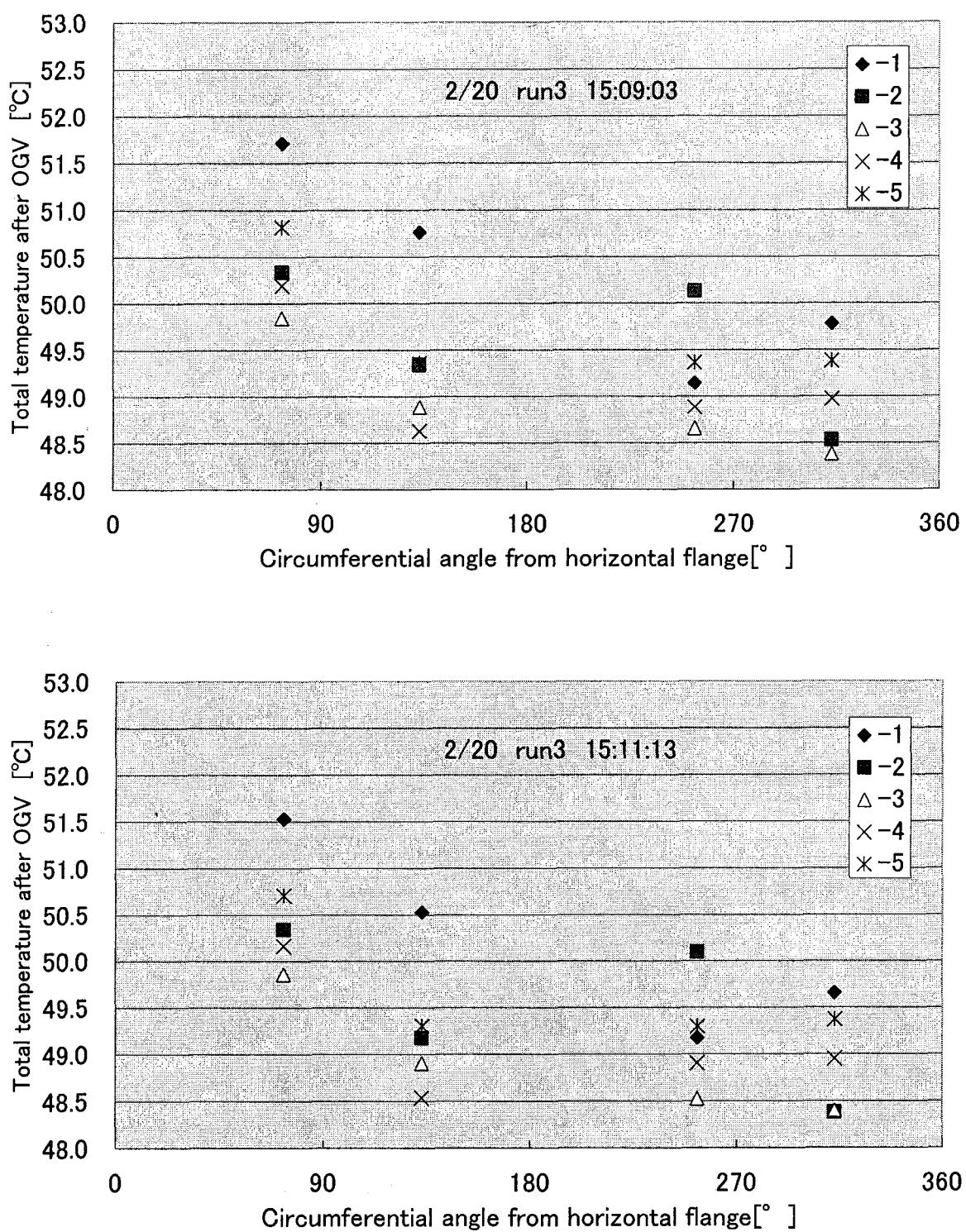


Fig. A-178 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

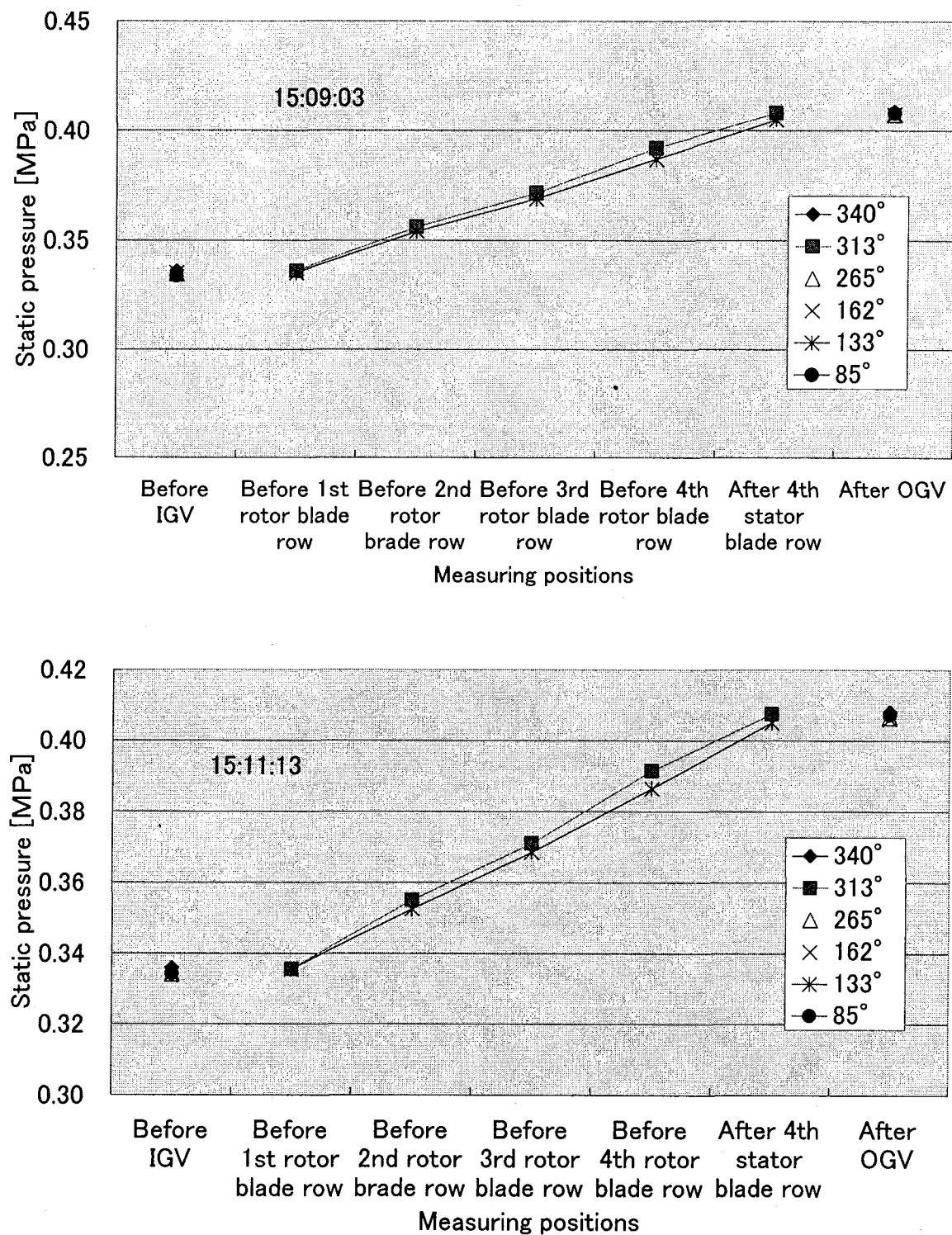


Fig. A-179 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

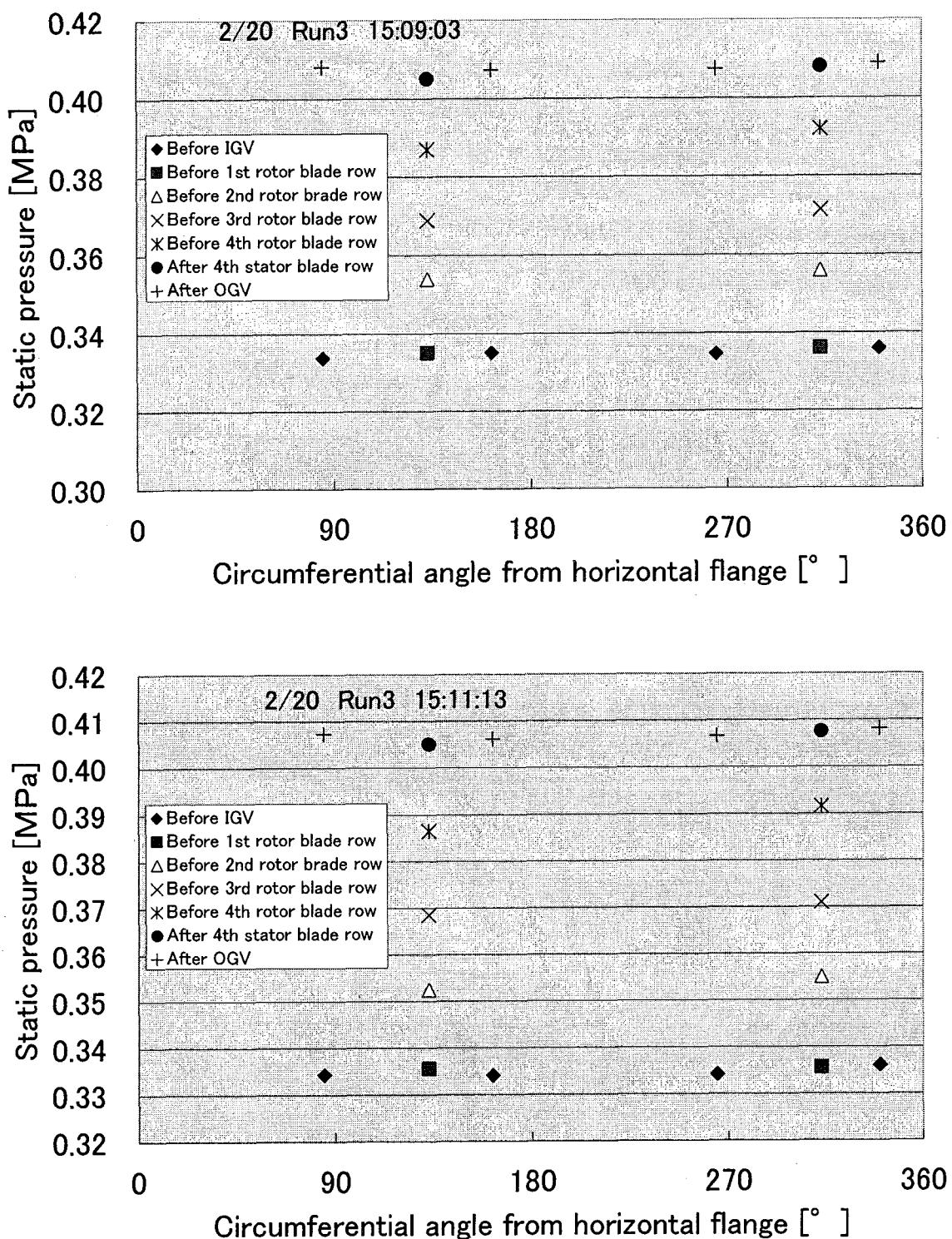


Fig. A-180 Circumferential distribution of static pressure in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

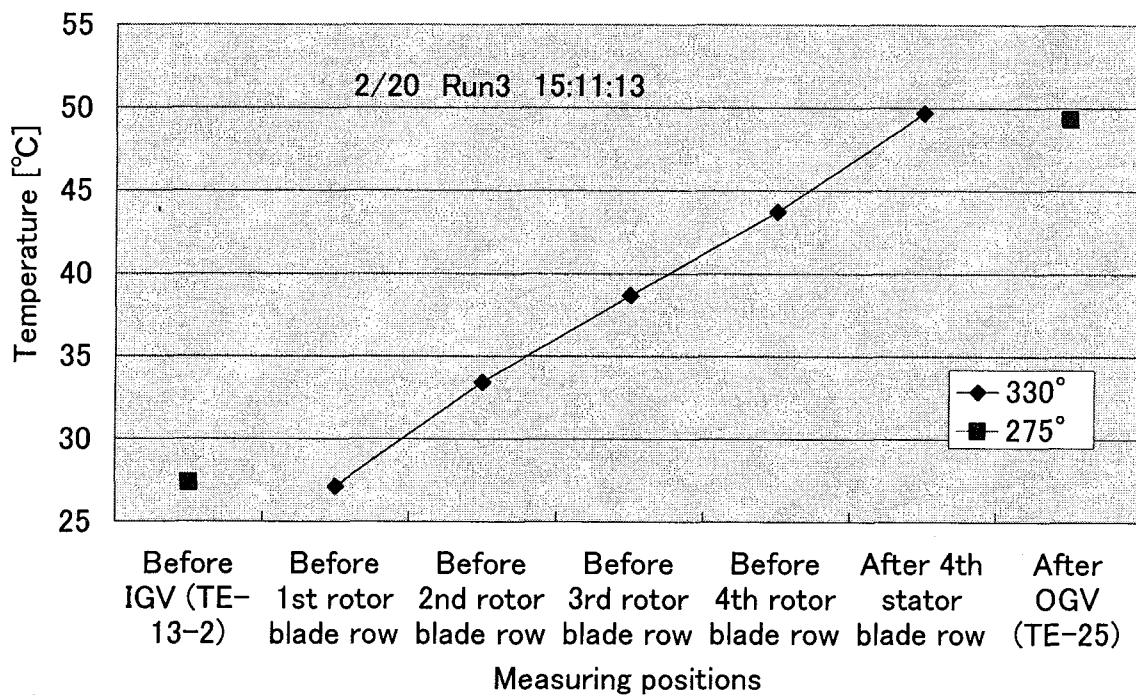
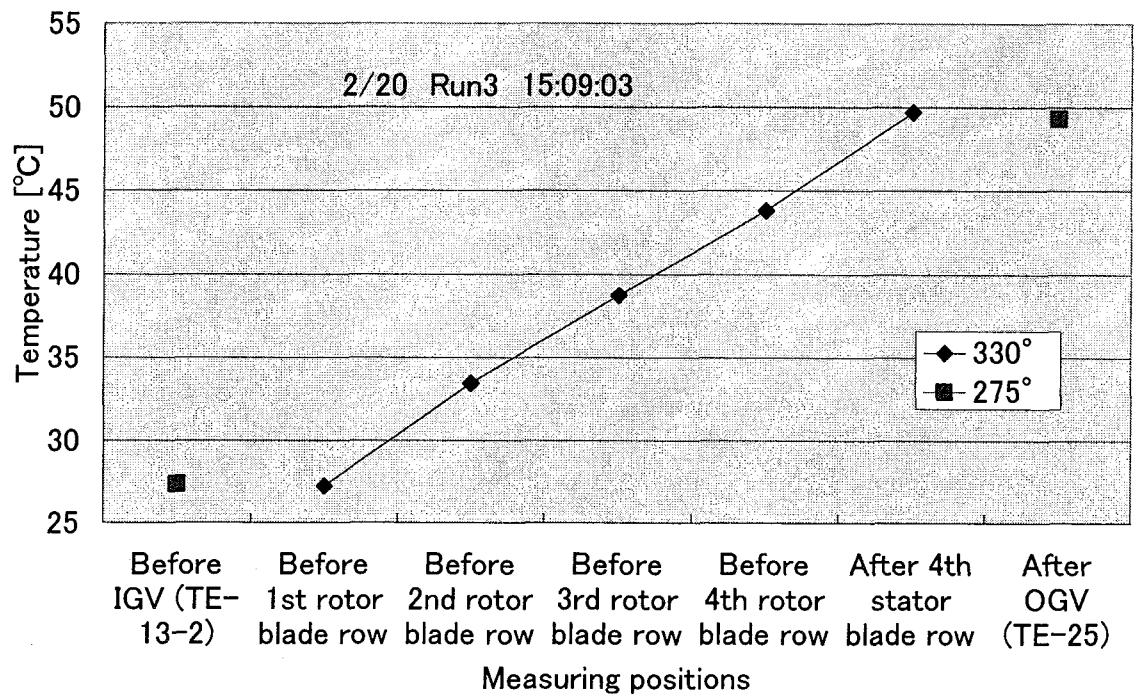


Fig. A-181 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

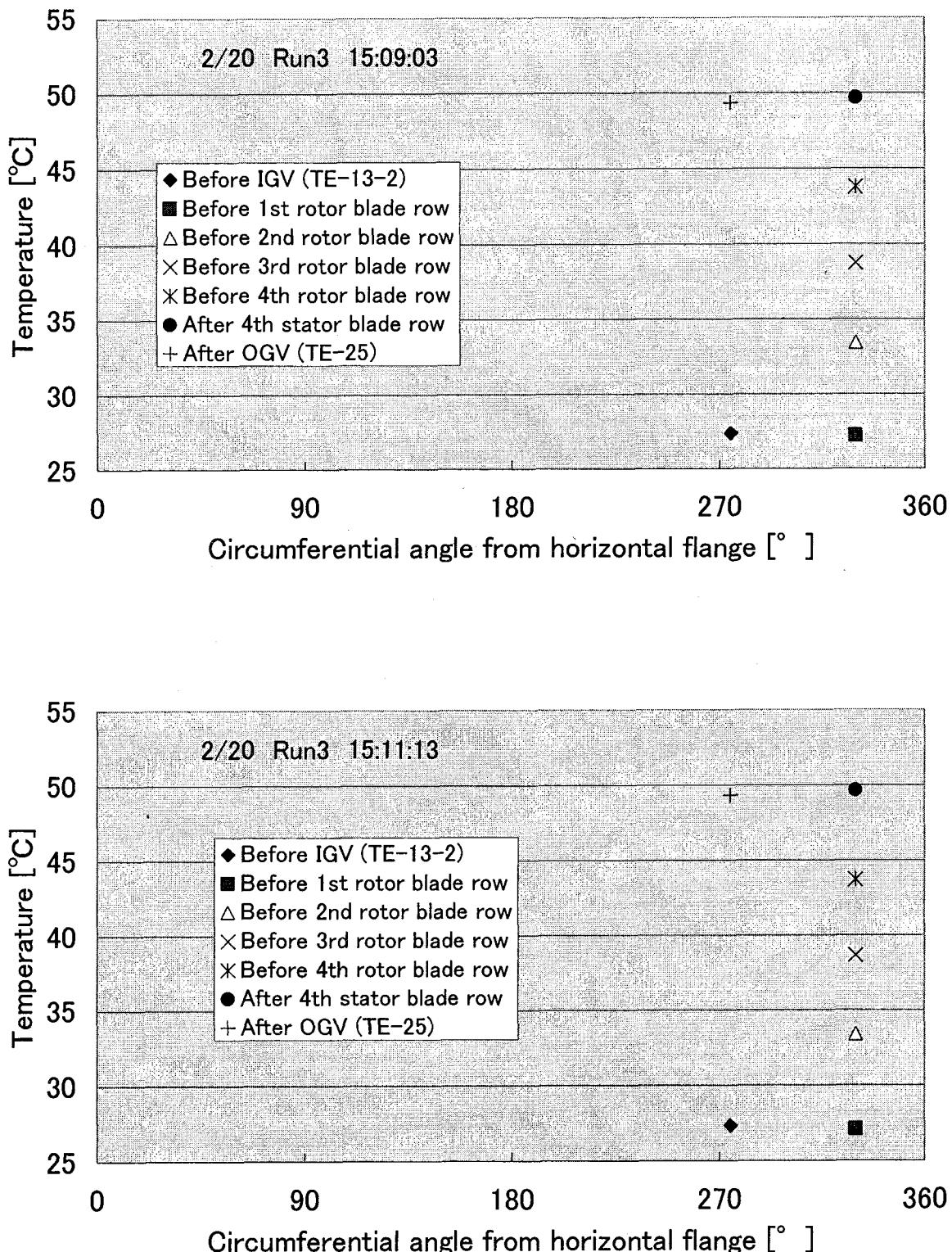


Fig. A-182 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:09:03 & 15:11:13)

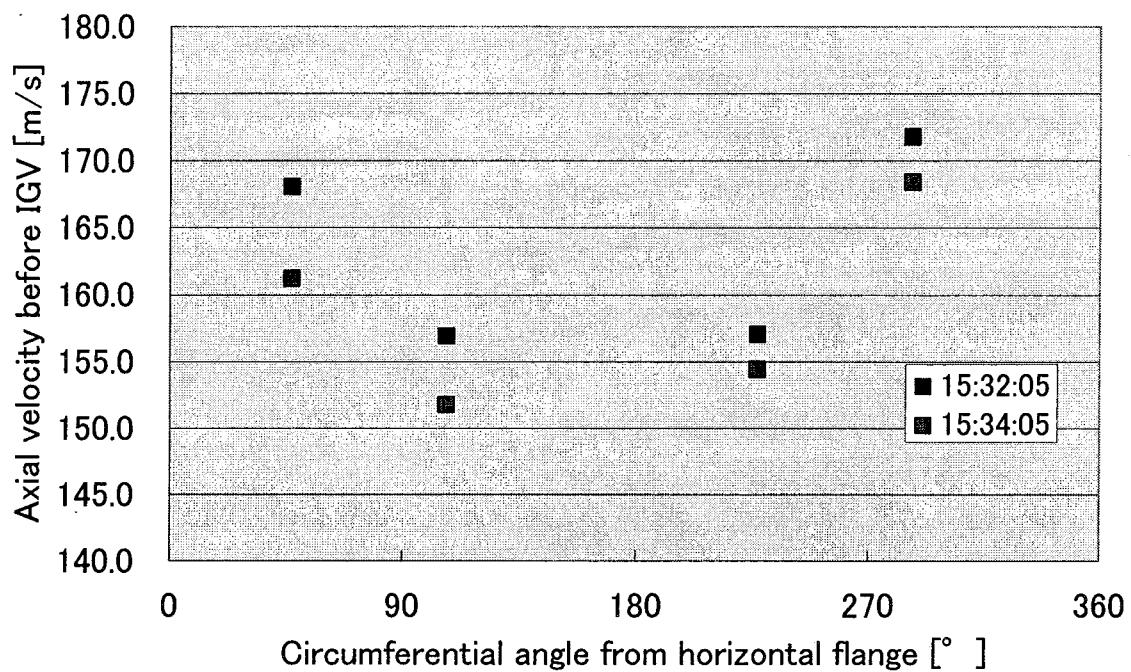


Fig. A-183 Velocity distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

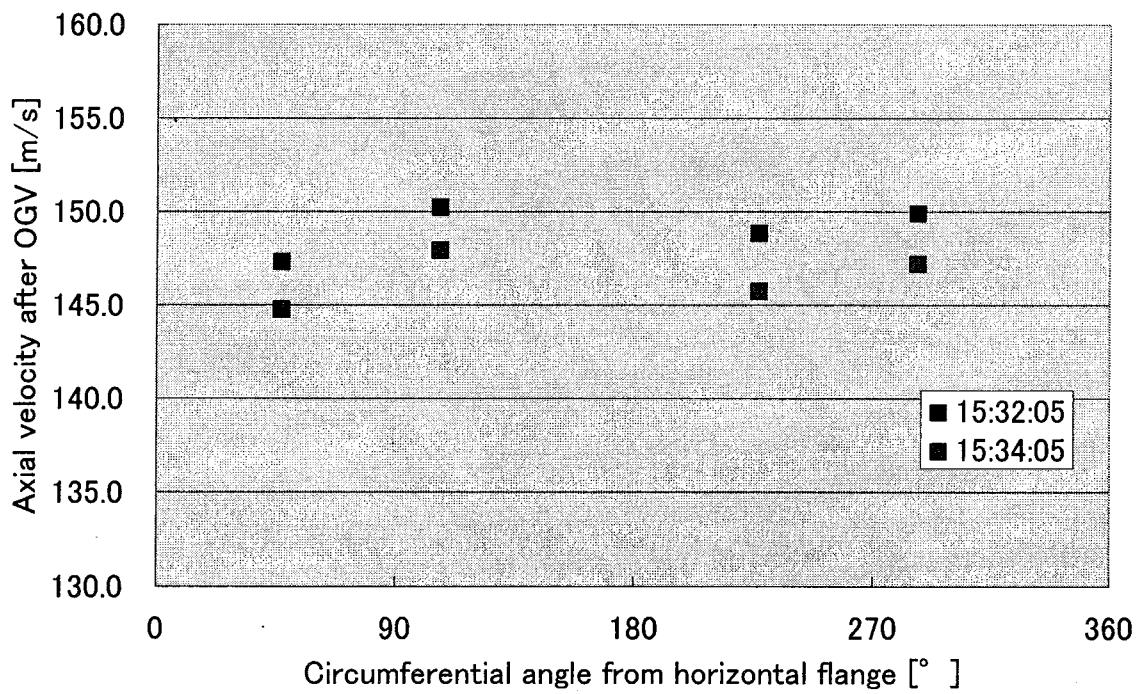


Fig. A-184 Velocity distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

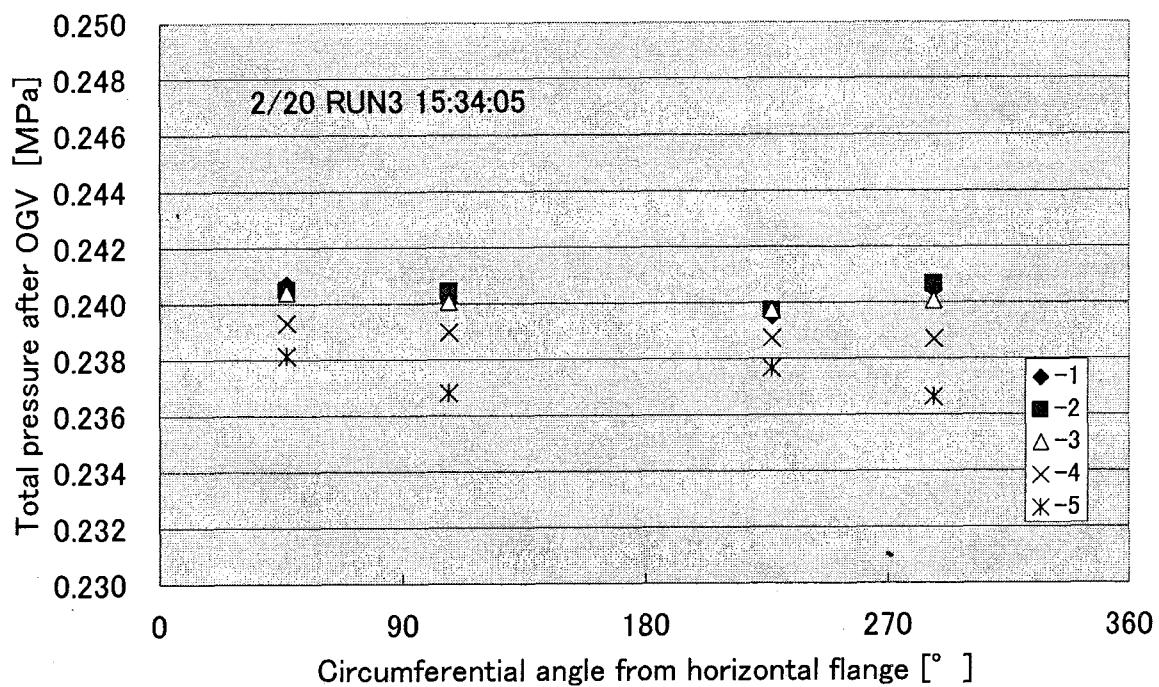
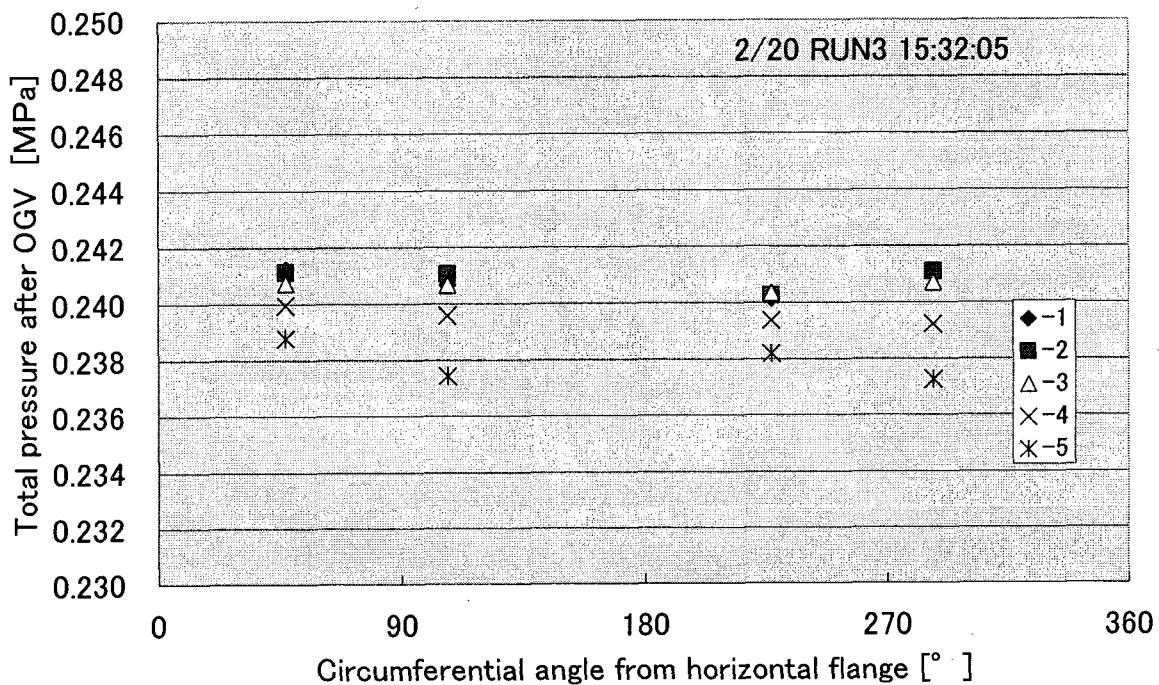


Fig. A-185 Total pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

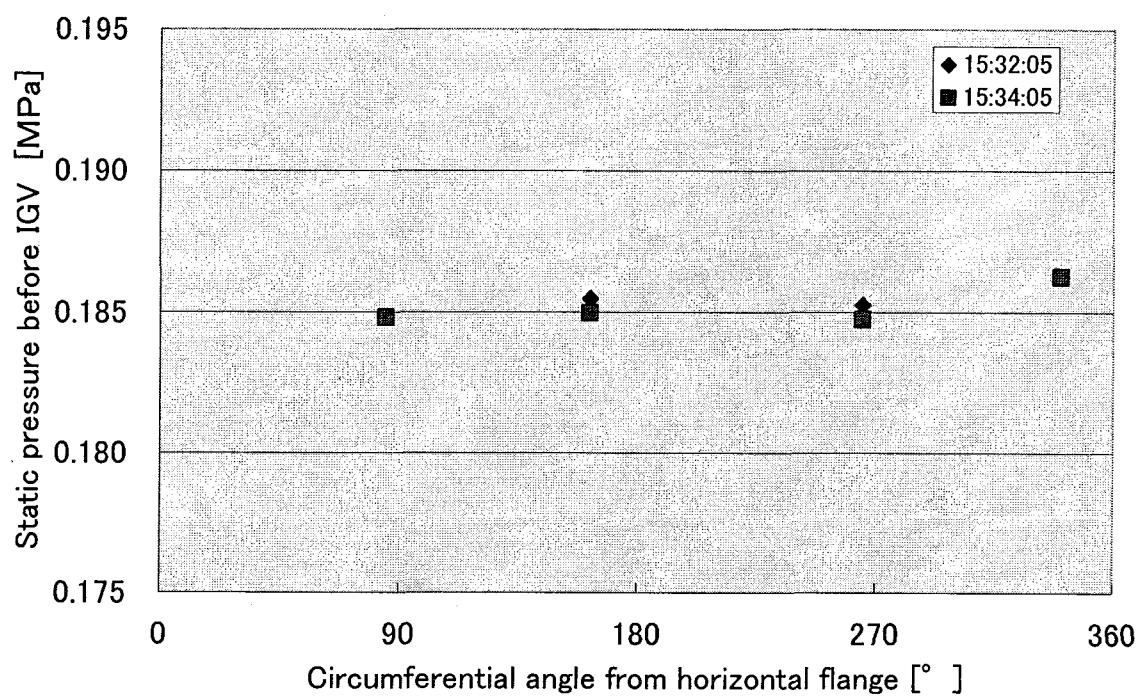


Fig. A-186 Static pressure distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

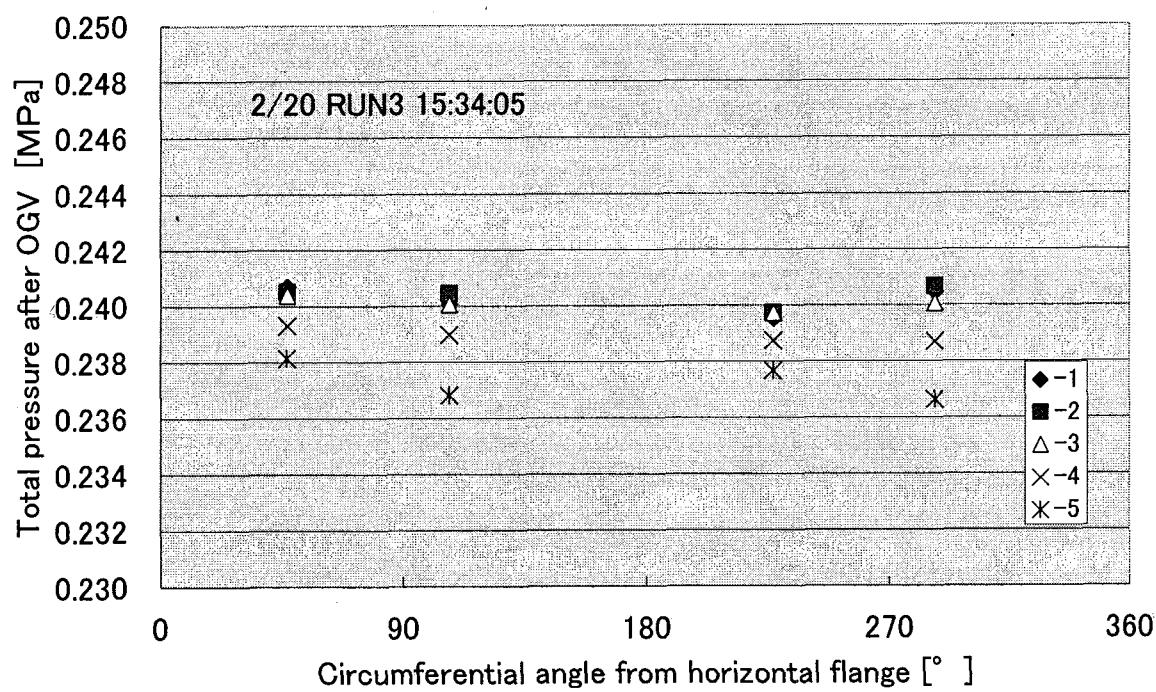
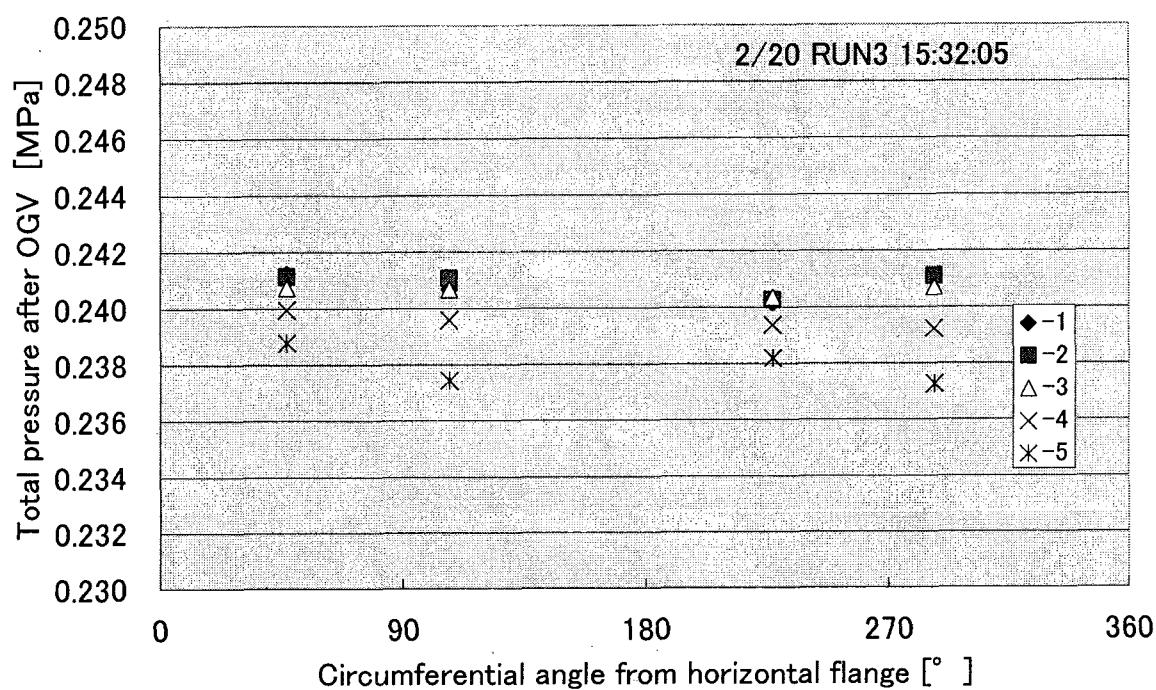


Fig. A-187 Total pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

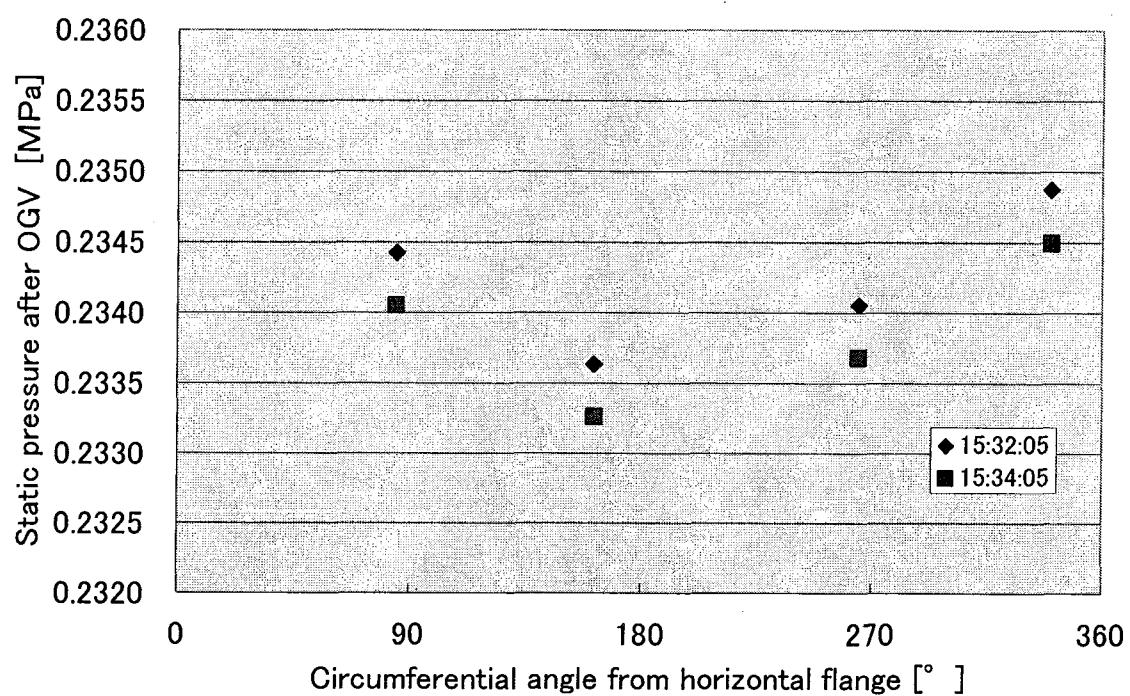


Fig. A-188 Static pressure distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

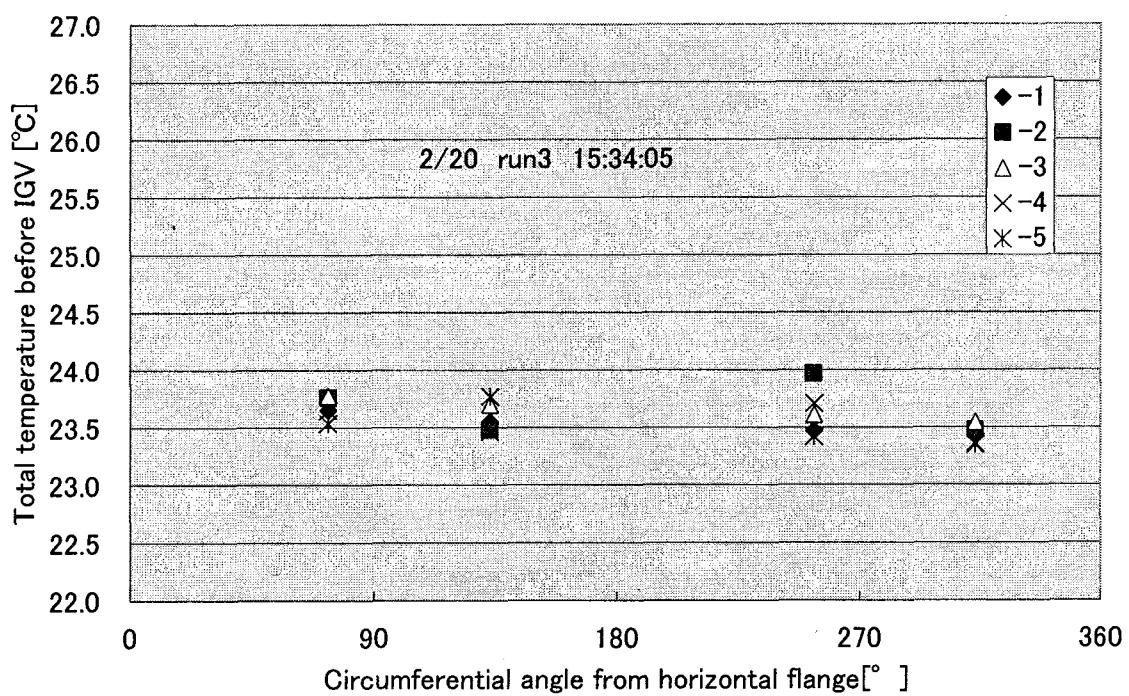
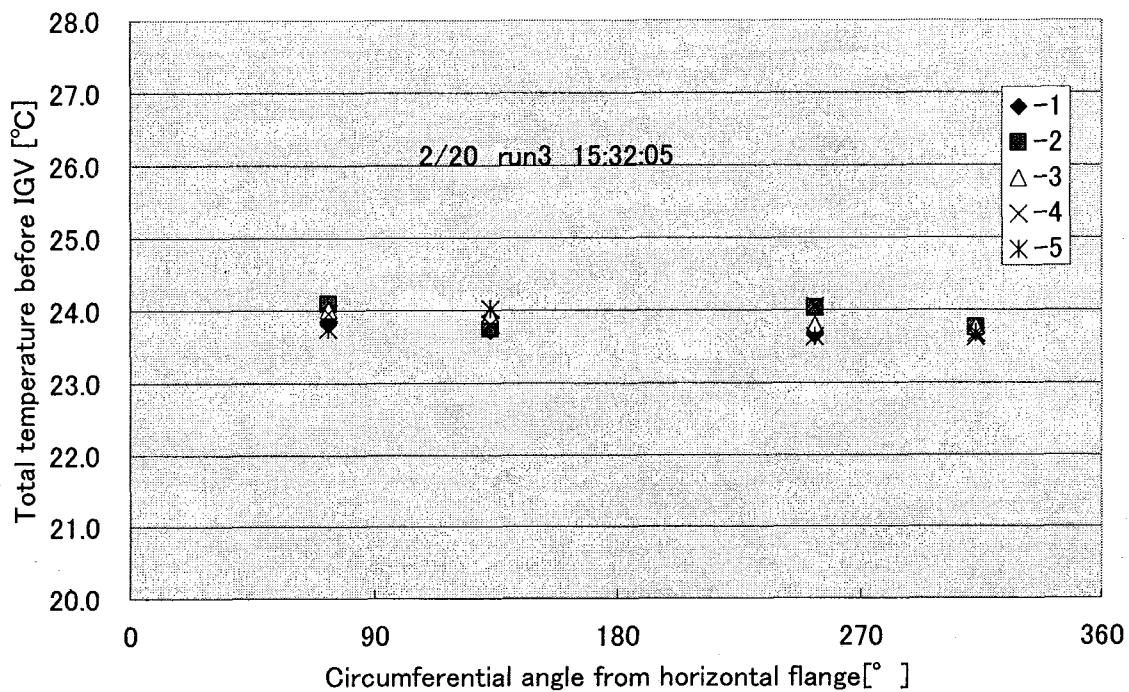


Fig. A-189 Total temperature distribution before IGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

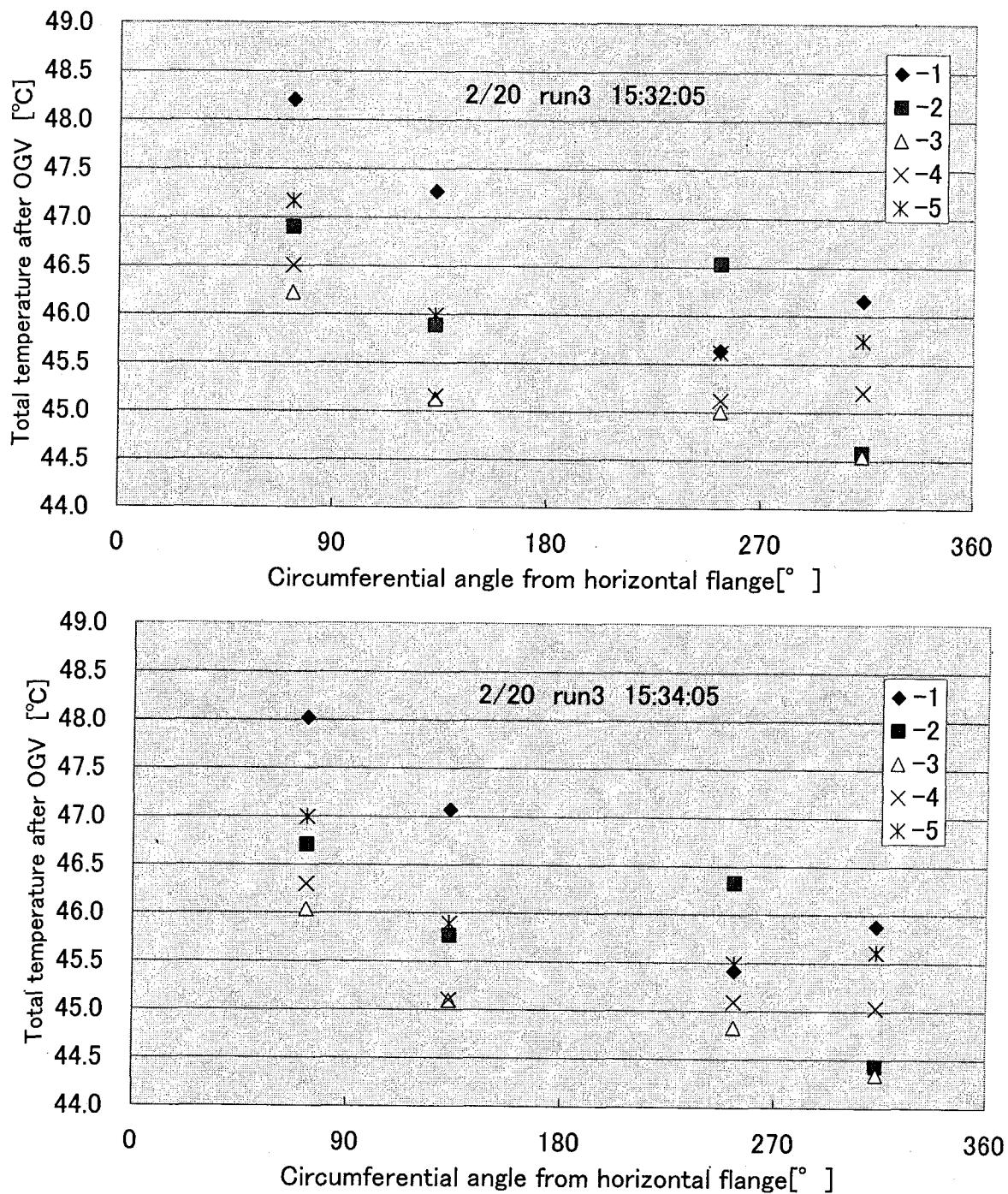


Fig. A-190 Total temperature distribution after OGV
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

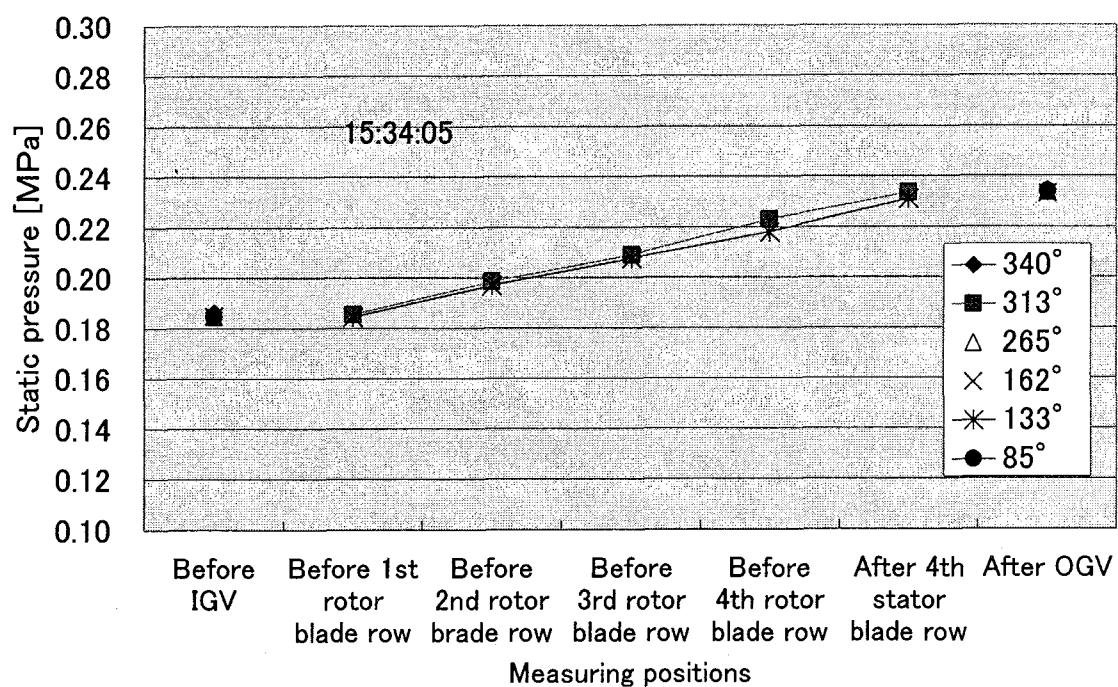
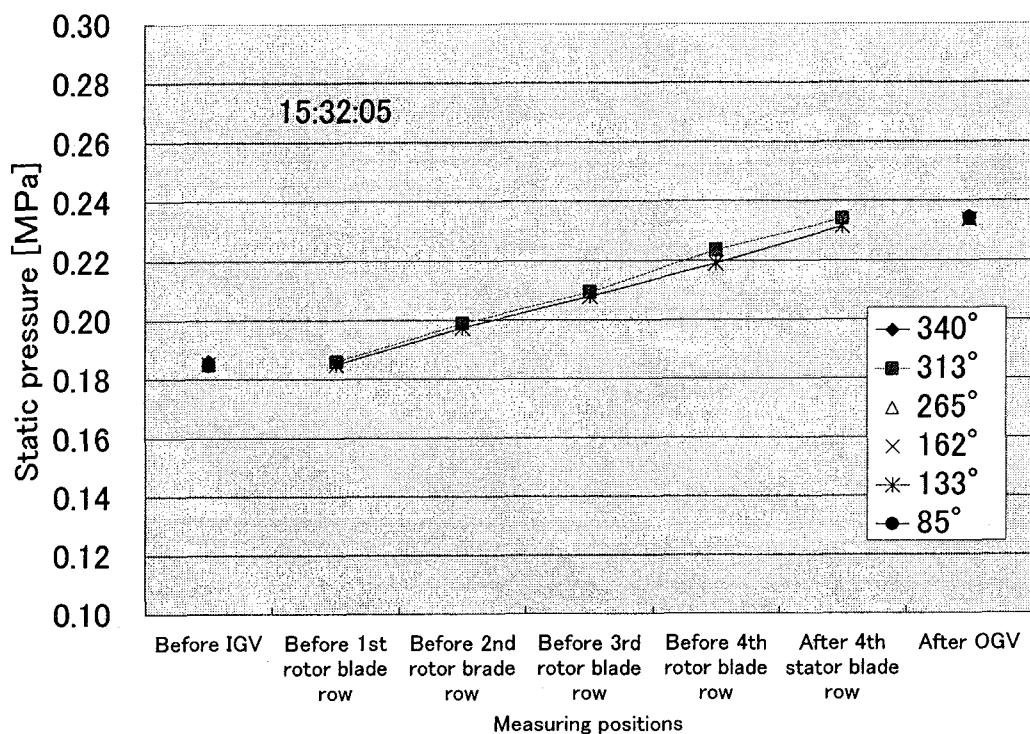


Fig. A-191 Static pressure distribution along axial direction in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

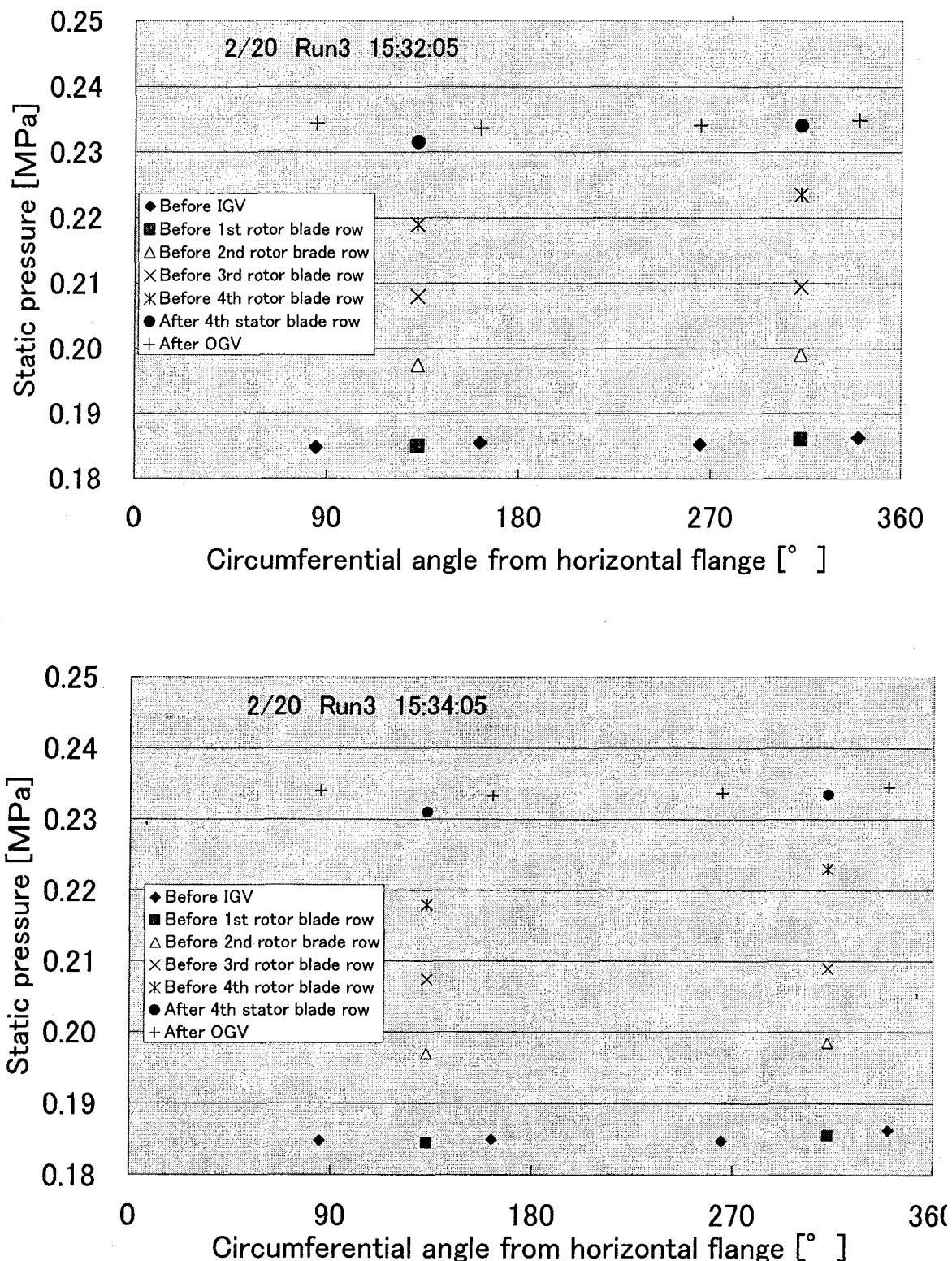


Fig. A-192 Circumferential distribution of static pressure in blade rows (CASE 2
RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

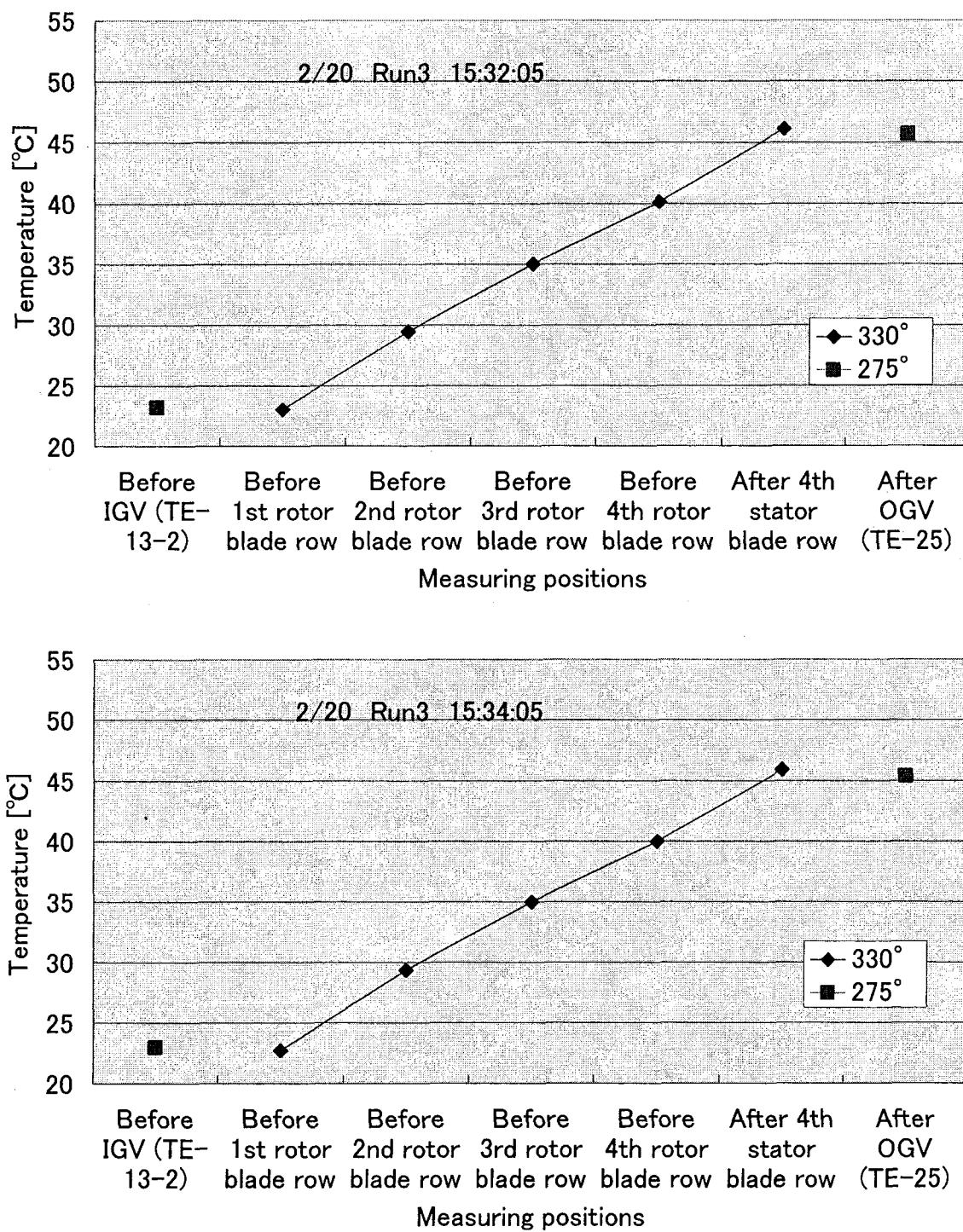


Fig. A-193 Axial distribution of wall temperature in blade row
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)

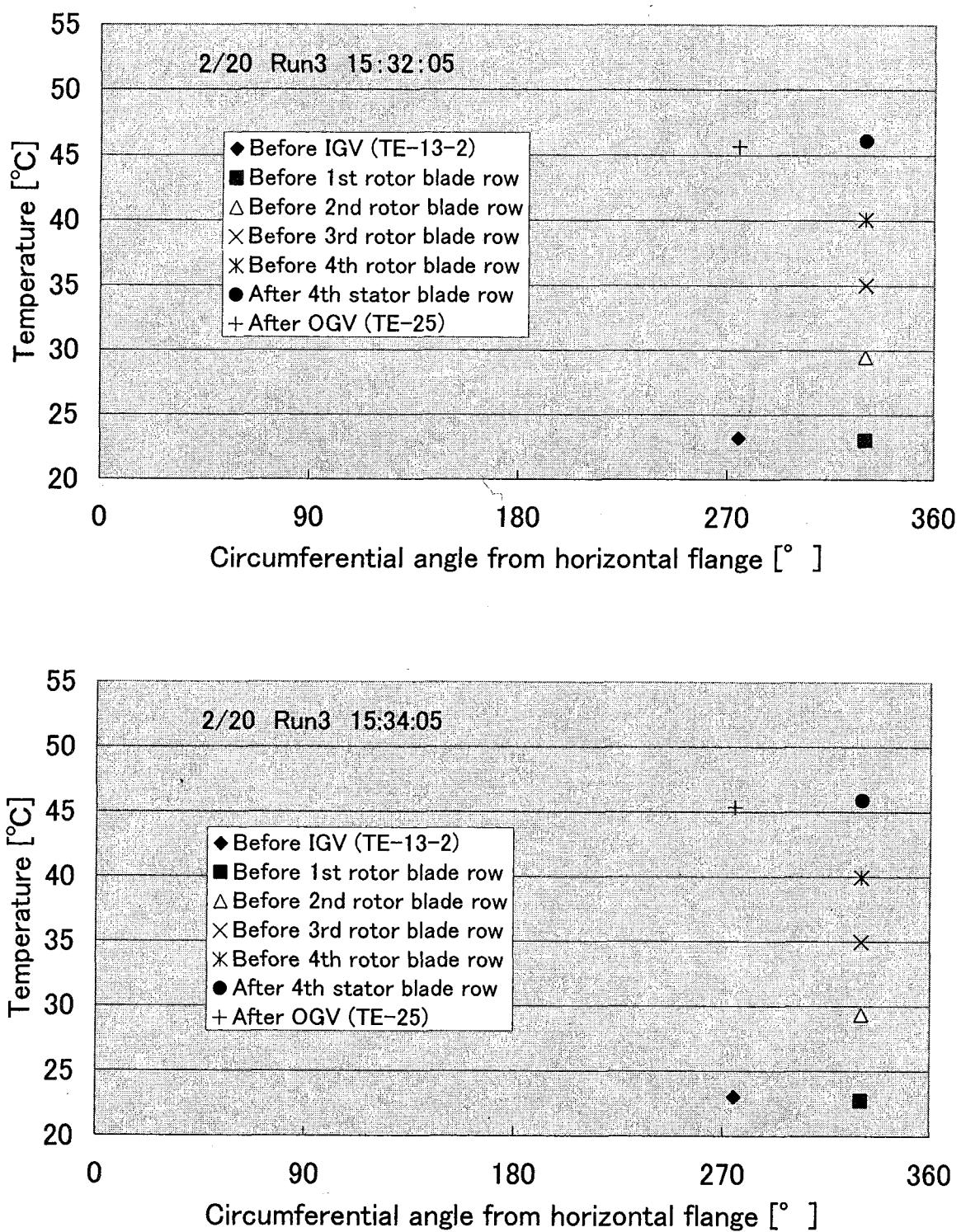


Fig. A-194 Circumferential distribution of wall temperature in blade rows
(CASE 2 RUN3 2/20/2005 15:32:05 & 15:34:05)