

エコエンジンプロジェクト研究総括

Summary of Research and Development in the ECO Engine Project

山 脇 栄 道 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 部長 博士（工学）
藤 村 哲 司 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 部長
山 本 政 彦 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 主査

エコエンジンプロジェクトでは、我が国主導の開発が期待できる将来の 50 席クラス小型民間機用エンジンの実現を目指し、直接運航費用（DOC）低減技術、環境適応技術およびエンジンシステム技術の開発に取り組んでいる。2006 年度末までにファン、圧縮機などの各種試験によって、従来機種に対する各エンジン構成要素の差別化技術を実証し、国内外での市場調査結果を反映したエンジンの基本設計を実施した。本稿では、本プロジェクトの研究開発体制、研究開発テーマおよび研究開発成果について総括を述べる。

The ECO engine project is intended to establish the advanced technologies required for next generation small aircraft engines for future 50 seater civil airplanes in the areas of direct operating cost (DOC) reduction technology, environmentally compatible technology, and engine system technology. By the end of 2006 FY, the ECO engine project had demonstrated advanced technology for engine components such as the fan and compressor, and had carried out basic design of the engine which reflected the results of marketing research in various countries in the world. This paper summarizes the R&D organization, the R&D themes and the R&D achievements.

1. 緒 言

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（エコエンジンプロジェクト）は、経済産業省の助成を受け、2003 年度から開始された。本研究開発は、小型航空機用エンジンの実用化に向けた差別化技術を確認し、エンジンの全機インテグレーション技術の高度化を果たすことによって、将来の民間エンジン開発の分野で、我が国が主導的な立場を確保することを目標としている。本稿では、エコエンジンプロジェクトの概要を紹介する。

2. 研究開発の概要

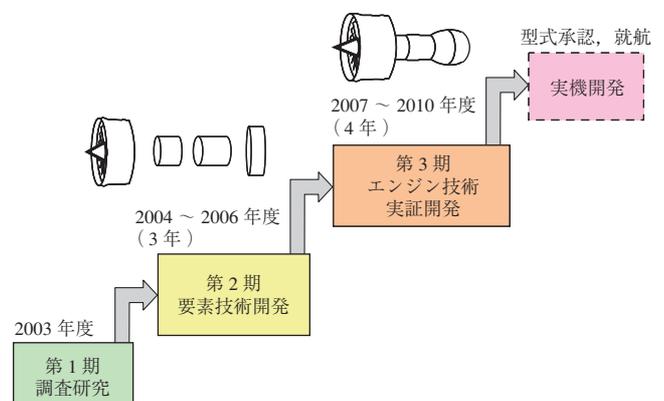
航空機用エンジンは、昨今のエアライン競争の激化などに起因する厳しい経済性要求に対応するため、将来的にもいっそうの高性能化が求められている。一方で、騒音問題に加え、地球温暖化などの地球環境問題への対応が課題になりつつあり、エネルギー使用の合理化や今後ますます厳しくなる環境要求に対応した技術開発の必要性が強く認識されている。さらに、小型航空機用エンジンは、中・小のエアラインで使用されることが前提とされるため、高性能化要求、環境適応性要求に加えて低コスト化、整備費用低減に対する要求が厳しい。

このような状況を踏まえ、エコエンジンプロジェク

トは、燃料費、整備費、取得費を総計した直接運航費用（DOC）の低減および環境適応性の向上を目指し、次世代小型航空機用エンジン実用化のための技術開発を行う。エンジンの目標推力は 9 000 ポンドクラスであり、座席数は 50 席クラスのリージョナル機への適用を狙っている。

エコエンジンプロジェクトの研究・開発スケジュールは以下の三つのフェーズから成り、現在第 2 期の要素技術開発が完了したところである。第 1 図にエコエンジンプロジェクトのスケジュールを示す。

- ・第 1 期 調査研究 2003 年度
- ・第 2 期 要素技術開発 2004 ～ 2006 年度
- ・第 3 期 エンジン技術実証開発 2007 ～ 2010 年度



第 1 図 エコエンジンプロジェクトのスケジュール

Fig. 1 ECO engine project schedule

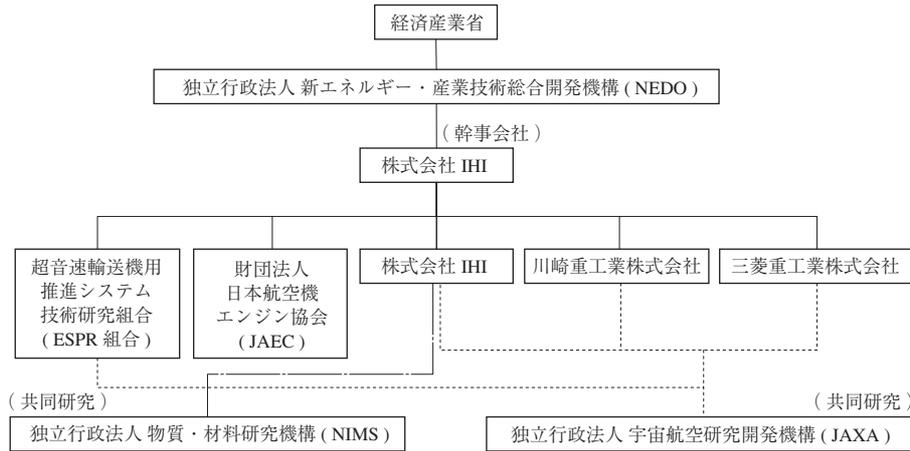
第2図にエコエンジンプロジェクトの研究体制図を示す。当社を幹事会社として、川崎重工業株式会社、三菱重工業株式会社、財団法人日本航空機エンジン協会（JAEC）および超音速輸送機用推進システム技術研究組合（ESPR組合）が研究開発を実施している。また、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（JAXA）、独立行政法人物質・材料研究機構（NIMS）などが共同研究として参加している。

第3図にエコエンジンプロジェクトの技術開発項目と

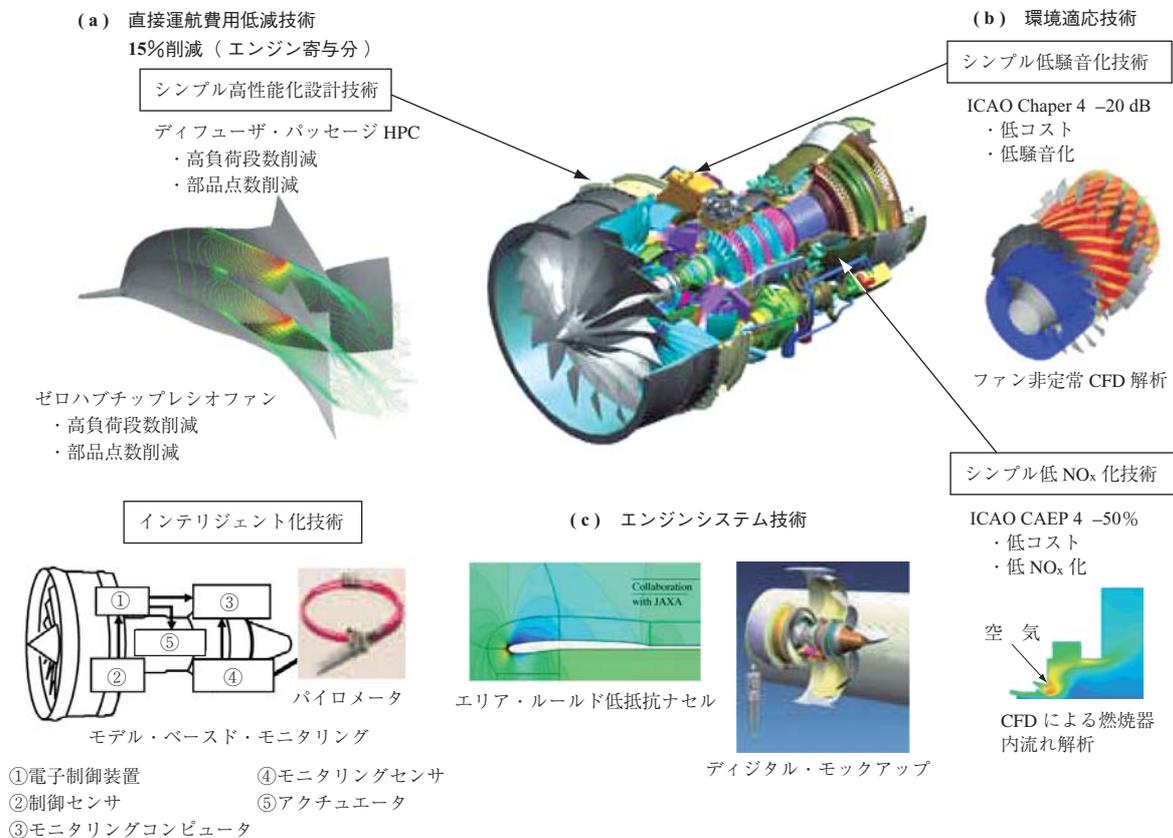
目標を示す。各項目での研究開発内容は下記のとおりである。

2.1 直接運航費用低減技術

ファン、圧縮機、タービンの各エンジン構成要素について、高性能化を図りつつ、エンジン段数・部品点数を大幅に削減する。また、整備費低減を狙いとするモデル・ベースド・モニタリングなどのインテリジェント化技術を開発する。直接運航費用の低減目標は、現状の性能向上トレンド



第2図 エコエンジンプロジェクト研究体制図
Fig. 2 Organization chart of the ECO engine project



第3図 技術開発項目と目標
Fig. 3 Key technologies and goals

ドから約 10 年後の市場投入時に、十分な競争力をもたせることを考慮して、現状機種に対し 15%とした。

2.2 環境適応技術

環境適応要求を満足するため、ファン翼枚数を極力削減しながら、低騒音化を図るシンプル低騒音化技術を開発する。また、低 NO_x 化と同時に全作動域での安定燃焼、軽量、低コスト化をバランス良く満足させるシンプル低 NO_x 燃焼器技術を開発する。環境適応技術の目標値は、現状の規制値に対して将来的にも十分なマージンをもつことができるよう、それぞれ、国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization : ICAO) の規制値に対し、2006 年規制値から -20 dB の低騒音、2004 年規制値から -50% の低 NO_x とした。

2.3 エンジンシステム技術

これら直接運航費用低減技術および環境適応技術を、エンジンシステムとして統合するために必要となるエンジンシステム技術の開発を実施する。また、機体メーカー、国内外エアラインを訪問し、情報交換を通じてエンジンに反映すべき客先要求の調査を行う。

3. 研究開発成果の概要

3.1 直接運航費用低減技術

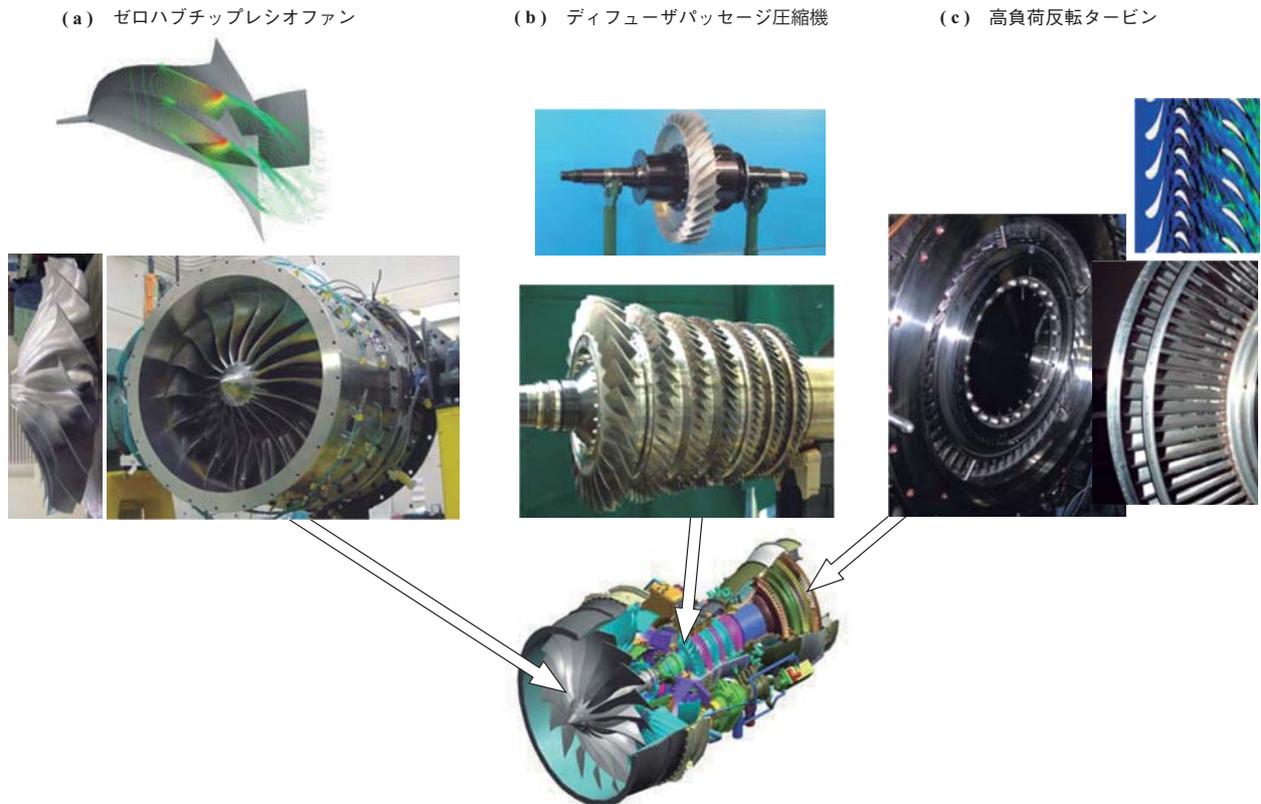
第 4 図に直接運航費用低減技術の研究開発項目を示す。

3.1.1 ファン部 (第 4 図-(a))

ハブ側を高圧力比化することによって、低圧圧縮機を削除できるゼロハブチップレシオファン技術などを開発した。ファン単体試験によって、①ハブ側高圧力比化②高流量化③高効率化、を確認して目標性能を達成するとともに、ゼロハブチップレシオファンによるシンプル化構造設計技術を取得できた。また、ファン部の耐衝撃性および振動特性の成立性を構造解析によって確認できた。

3.1.2 圧縮機部 (第 4 図-(b))

圧縮機段数を削減できる三次元翼技術および翼先端すき間流れを抑制するディフューザパッセージ動翼技術を開発した。圧縮機単体試験によって、6 段相当で圧力比 12 以上 (従来技術では 10 ~ 12 段) を確認して目標性能を達成するとともに、三次元翼を用いた段数削減技術によるシンプル化構造設計技術を取得できた。



第 4 図 直接運航費用低減技術
Fig. 4 Direct operating cost reduction technology

3.1.3 タービン部 (第4図-(c))

高圧タービンについて、衝撃波との冷却空気干渉損失低減技術、動翼先端すき間漏れ流れ低減技術などを開発した。冷却空気の吹き出し位置調整による衝撃波との干渉抑制効果、およびチップ・バンド動翼技術による動翼先端すき間漏れ流れ制御について、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を用いて各々の技術の効率改善効果を確認し、高性能化技術を取得できた。

低圧タービンについては、高揚力化翼設計技術、カウンタローテーション対応翼設計技術などを開発した。揚力係数を高めた形態のタービン単体試験を実施し、効率改善、翼枚数を削減できることを確認して高揚力化翼適用によるシンプル化構造設計技術を取得できた。また、スワールを有効活用し、かつ衝撃波との干渉損失を低減させるカウンタローテーション対応翼を設計して、CFD 解析およびタービン単体試験によって効率向上を確認し、高性能化技術を取得できた。

3.1.4 インテリジェント化

エンジンサイクルモデルを逆解析することによって、劣化部位を特定できるモデル・ベースド・モニタリング技術を開発した。また、シミュレーション計算によってエンジ

ンモジュール性能劣化の傾向、故障モジュール部位を把握できる基本機能を確認した。

3.2 環境適応技術

第5図に環境適応技術の研究開発項目を示す。

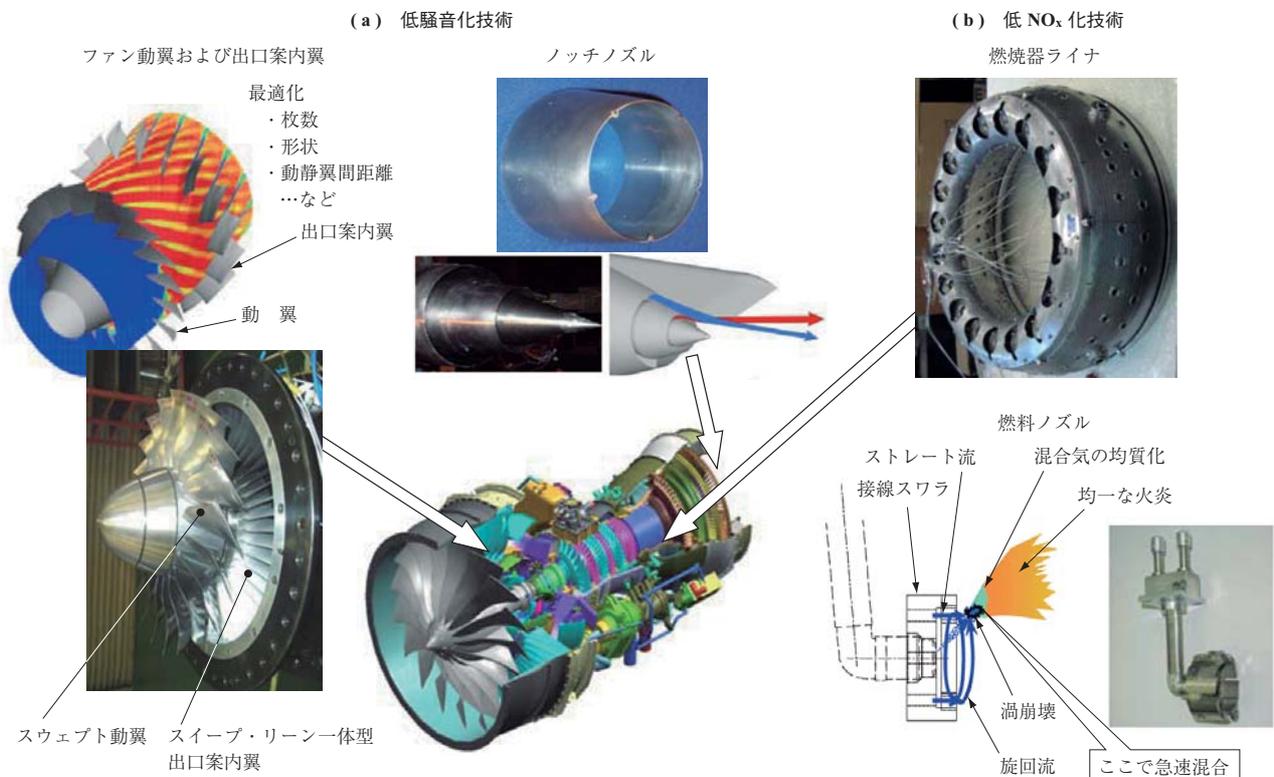
3.2.1 低騒音化技術 (第5図-(a))

ファン騒音の低減について、スweep・リーンを適用して効率を低下させることなく、① 部品点数の削減 ② 軽量化 ③ 低騒音化、を図る一体型出口案内翼 (統合OGV) 技術を開発した。また、高流量化・低騒音化を併せもつスウェプト動翼技術も開発した。これらの一体型出口案内翼技術およびスウェプト動翼技術で騒音低減目標を達成した。

また、ジェット騒音の低減について、コアノズルに装着する小型軽量のノッチノズル技術を開発した。風洞試験によってジェット騒音低減目標の達成を確認した。

3.2.2 低NO_x化技術 (第5図-(b))

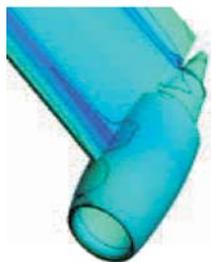
従来の拡散燃焼器をベースとしつつ、① 低排出物 ② 安定燃焼特性 ③ 低コスト、を同時に満足できる急速混合燃焼技術を開発した。セクタおよびフルアニュラ燃焼器リグ試験を実施して、低NO_x目標の達成を確認できた。



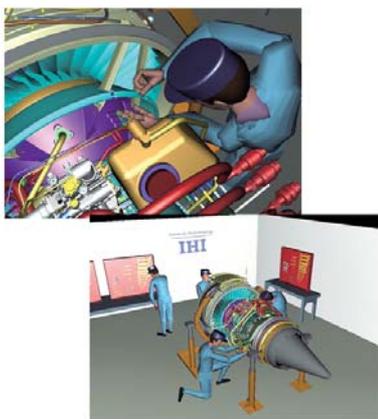
第5図 環境適応技術

Fig. 5 Environmentally compatible technology

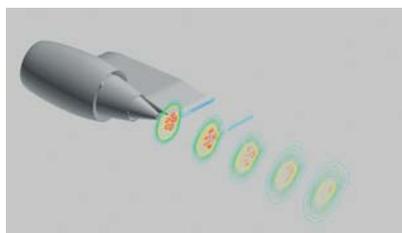
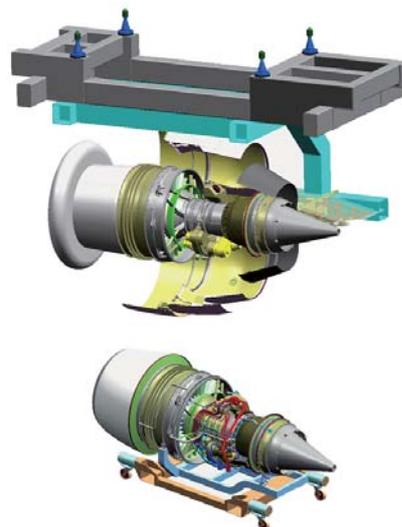
(a) 低抵抗ナセル形状解析 (JAXA 共同研究)



(b) 組立・整備性の検証および作業エリアの検証



(c) 専用治工具の検討・操作性の検証



第 6 図 エンジンシステム技術
Fig. 6 Engine system technology

3.3 エンジンシステム技術

第 6 図にエンジンシステム技術の研究開発項目を示す。

3.1 節, 3.2 節の各研究開発項目において実施の空力設計, 構造設計, 低騒音化設計, 低 NO_x 化設計などの結果を反映するとともに, エンジン構造に整備性向上を配慮したエンジンの基本設計を完了した。直接運航費用低減技術開発で取得したシンプル化構造設計技術を適用して, エンジン段数・部品点数を大幅に削減したエンジン構造を設定できた。さらに, エンジン価格および整備費のコストダウンを検討した結果, 従来機種に対するコスト低減目標を達成した。

また, エンジン基本設計と各研究開発項目との連携によって設定した要素設計仕様および CFD 解析によるエンジン外部抵抗を反映したエンジン仕様に基づいて, 50 席クラスの飛行解析を実施した。この結果, 従来機種に比べて燃料消費量も目標低減量を達成した。

最終的に, これらのエンジンの価格低減, 整備費低減および燃料消費量低減によって, エンジン寄与分の直接運航費用低減量を評価した。この結果, 目標 15%を上回る直接運航費用低減量の見通しが得られた。

一方, 国内外での市場動向調査結果から, この 50 席クラスの需要予測を得るとともに, エアラインからは整備費低減のニーズが強いことを確認できた。

以上から, エンジンに採用する要素技術・候補要素の絞り込みを行うことによって, 最終エンジンの基本設計を実施し, エンジン仕様目標値を達成する基本設計を完了した。

4. 結 言

直接運航費用低減技術および環境適応技術において, 将来の市場・社会の要求を見据えた開発目標値を満足するエンジン構成要素技術の成果を得ることができた。また, これら要素技術成果を統合したエンジンの基本設計を完了した。以上を確認できたことで, 本プロジェクトの第 2 期を終了することができた。以降の論文に, これらの技術成果の一端を紹介する。

— 謝 辞 —

本研究は, 経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として, 独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) から助成を受けて実施しているものである。また, 本研究の実施に当たり, ご指導とご協力をいただいた NEDO, 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA), 独立行政法人物質・材料研究機構 (NIMS) および関係各位のご厚誼に対し, 深く感謝の意を表します。