

(2)評価委員(職名は委員会開催時点、敬称略)

(委員長)梶 昭次郎(帝京大学理工学部教授、東京大学名誉教授)

鶴野 省三(防衛大学校システム工学群教授)

二村 尚夫((独)航空宇宙技術研究所

航空推進研究センターグループリーダー。)

本阿弥 眞治(東京理科大学工学部教授)

(3)説明者: 第3研究所第2部エンジンシステム研究室 赤城正弘室長他

(4)試験結果の概要等

別紙3参照

(5)議論・質疑が集まったところ

- ・今回の研究の位置づけ(特にF3^{*1}又は実証エンジン^{*2}と比較して)
- ・軽量化の具体的方策
- ・要改善事項(圧縮機断熱効率、ファン静翼、LPC^{*3}サージマージン等)の詳細
- ・ファン動翼のフラッタ限界計測方法
- ・大気温度が高い場合の運用の考え方

注*1: 技術研究本部が開発したT-4中等練習機のエンジン

*2: 技術研究本部が将来の超音速戦闘機用推進装置として研究中的のアフターバーナー付低バイパス比ターボファンエンジン

*3: 低圧圧縮機

(6)要処置・検討事項

- ・使用材料等、特許侵害の可能性について今後実用化の際、検討することが必要
- ・ファン静翼への入射角の設計との違いについては、原因をさらに検討することが必要

(7)頂いたコメント、提言等

- ・圧縮機スワンネック部のCFD(数値流体力学)解析については、今後はさらに、計測して検証することが望ましい。
- ・軽量化に当たり、一部変えた部分が全体に影響を及ぼす場合があるので、今後入念に検討する必要がある。
- ・本エンジンには様々な制約があることは理解するが、民への波及効果等含め、将来の拡張性を一層期待したい。

5 外部評価委員会のまとめ

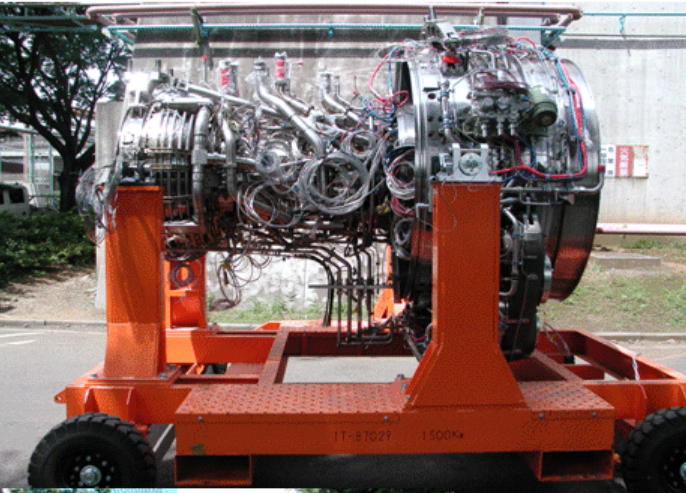
- ・短期間で良い性能を出し、設計ポテンシャルが向上した。
- ・飛行型エンジンを作る場合は、安全性等さらに入念に検討が望ましい。

試作品の構成(主なもの)

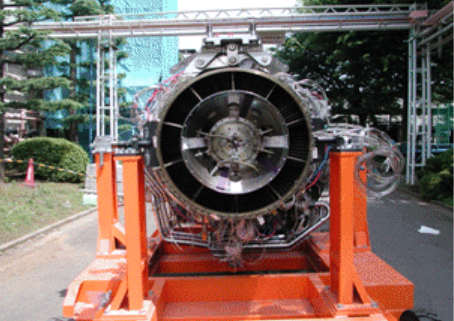
外 観



斜め前方より

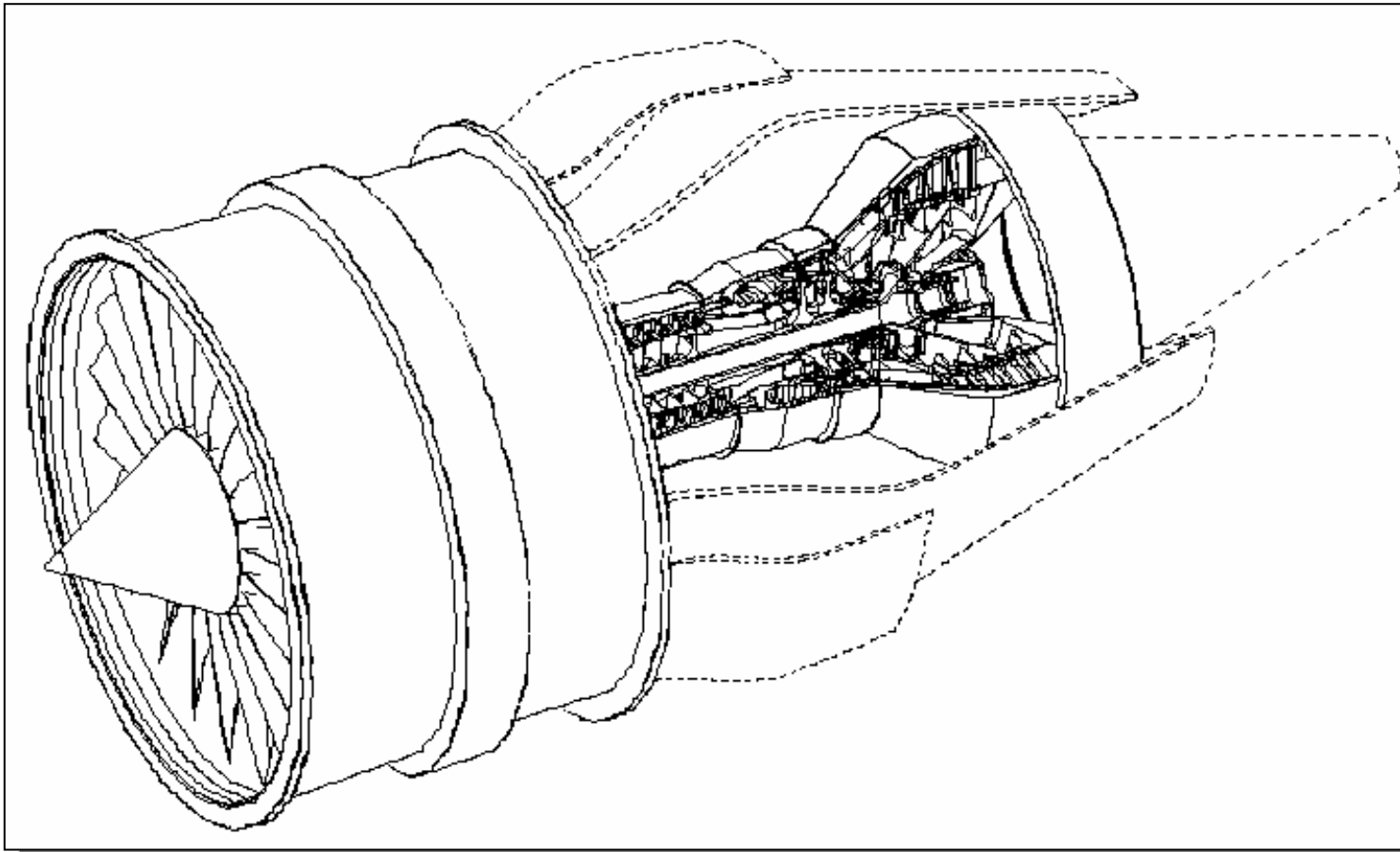


側 面



後 面

運用構想(構想図)



試験結果の概要等

	目標	設計値	試験結果
推 力 (kN)	59以上	59.3	59.3
燃料消費率 (kg/hr/daN)	0.36以下	0.341	0.357
バイパス比	約8.5	8.8	8.4

条件：SLS、ISA+15°C、MTO、ファンダ外等の圧力損失込み