

帝京大学格納庫と



T-2 高等練習機



1954-2004 JASDF TODAY 航空自衛隊半世紀 シーメル株式会社 より

帝京大学理工学部では、幅25m×長さ42m（約1,060m²）、高さ7mの格納庫に、航空自衛隊松島基地からT-2高等練習機1機を借受け、展示しています。搭載エンジン2基は機体から外し、1基は完成形態で、もう1基はエンジンモジュールに分解して展示し、前後2席ある機体操縦席には、実際に乗り込むことができます。

これらの展示は学生に対する実物教育教材になるほか、種々の機会に一般公開され、広く航空機、航空宇宙教育への関心を高めてもらうことを期待しています。

現在T-2のほかには、FA-300（双発プロペラ機）のプロペラとエンジンが展示されています。さらに将来、T-3初等練習機の借受け展示も予定されています。

格納庫は実物展示の他、人力飛行機や飛行船などの学生参加型物づくりにも使われます。

T-2の概要

我が国が自主開発した航空自衛隊の超音速高等練習機。最高速度飛行マッハ数1.6、縦列複座の双発機。1967年から開発がスタート、三菱重工が主契約者となり前胴と中胴（全体の70%）、富士重工が主翼と後胴・尾翼（同27%）、残りを日本飛行機と新明和工業が担当、1971年に初号機が完成した。エンジンはイギリスのロールスロイスとフランスのツルボメカの国際協同開発による、アフタバーナ付きターボファンエンジン「アドーア」を石川島播磨重工がTF40-IHI-801Aとしてライセンス生産。T-2は1988年までに96機生産され、ブルーインパルスとしても活躍した。また、T-2改は支援戦闘機F-1となり、77機生産された。

主要諸元

機体寸法		機体重量	
全幅	7.88m	基本重量	6,622kg
全長	17.85m	全備重量	9,690~13,000kg (燃料満載1,028Gal.、増槽、兵装による)
全高	4.39m		
主翼		エンジン	
前縁後退角	42.5°	2軸式ターボファン	
下反角	9°	寸法	全長2.89m、入口径 0.56m
面積	21.17m ²	重量	760kg
		推力	2,317kg 3,309kg（アフタバーナ使用時）
		燃料消費率	0.74kg/h/kg

主要性能

最大速度	約1.6マッハ
失速速度	117ノット（217km/h）
上昇率	36,600フィート/分（11km/分）
実用上昇限	約50,000フィート（15km）
航続性能	約1,400海里（2600km）
離陸滑走距離	2,800フィート（840m）
着陸滑走距離	1,800フィート（540m）

特徴

抵抗減少、重量軽減、機構の簡素化を三本柱とし、安全性、信頼性、整備性に配慮した設計になっている。

主翼は、着陸滑走距離、上昇率、行動半径の要求を満たすべく決められ、前縁、後縁フラップを有し、補助翼（エルロン）は無く、機体ロールにはスポイラを利用する。

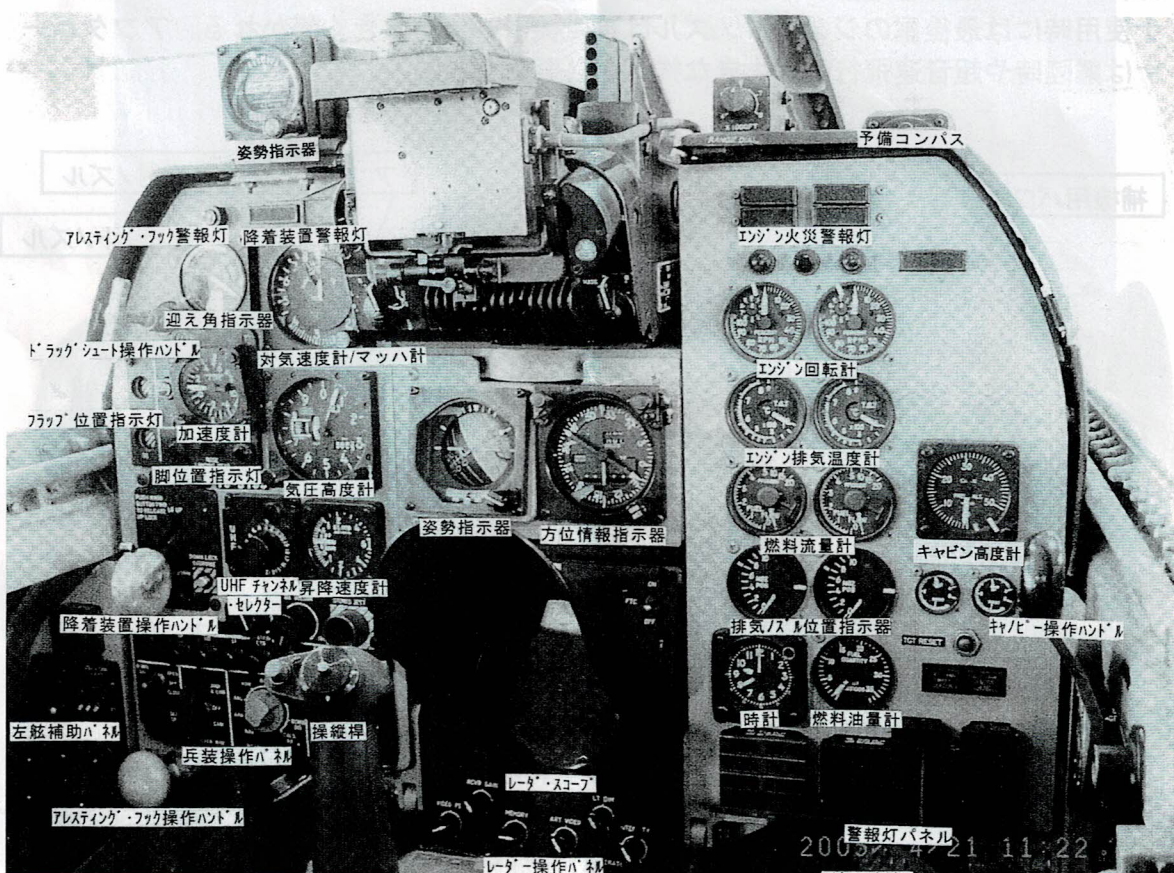
胴体は超音速機のため断面積の最小化が図られ、マッハ数1.4で全機抵抗が極力小さくなるよう超音速エアールールが採用されている。7つの燃料タンクとエンジン空気取入ダクト、エンジン本体、前脚、主脚が収納される。また後部座席は前部座席より28cm以上の段差があり、良好な視界を確保している。胴体最後尾には着陸直後の減速を助けるための制動傘（ドラッグシュート）を収納し、緊急着陸時の制動には着陸拘束装置（アレスティングフック）を装着している。

エンジン空気取入口は胴体両脇にあり、機体境界層を排除するダイバータと、超音速空気取入口として楔角6°の固定ランプ並びに内部境界層除去装置を備えている。制限速度に対し0.2マッハの余裕を取り、マッハ数2.0まで対応が可能な設計になっている。

機体の使用材料としては、アルミ合金66.5%、鋼鉄17.9%、チタニウム合金8.7%、マグネシウム合金0.3%、その他となっている。

コクピット

コクピットは前席後席ともほぼ同じ構成であるが、前席だけに火器管制用レーダスコープが付いている。操縦桿を中心に左舷にはフラップコントロールレバーやエンジン2基のスロットルレバーがあり、隅奥にはパイロットのG-sーツに空気を送り込むAnti-Gバルブがある。右舷には無線機器用のコンソールと各種ライトのスイッチ類がある。



前面パネルは中央に姿勢指示器と方位情報指示器、左側には高度計や速度、加速度計等主として機体関係の指示器及び操作ハンドルが並び、右側には主に2基のエンジン関係のメータ類が並んでいる。

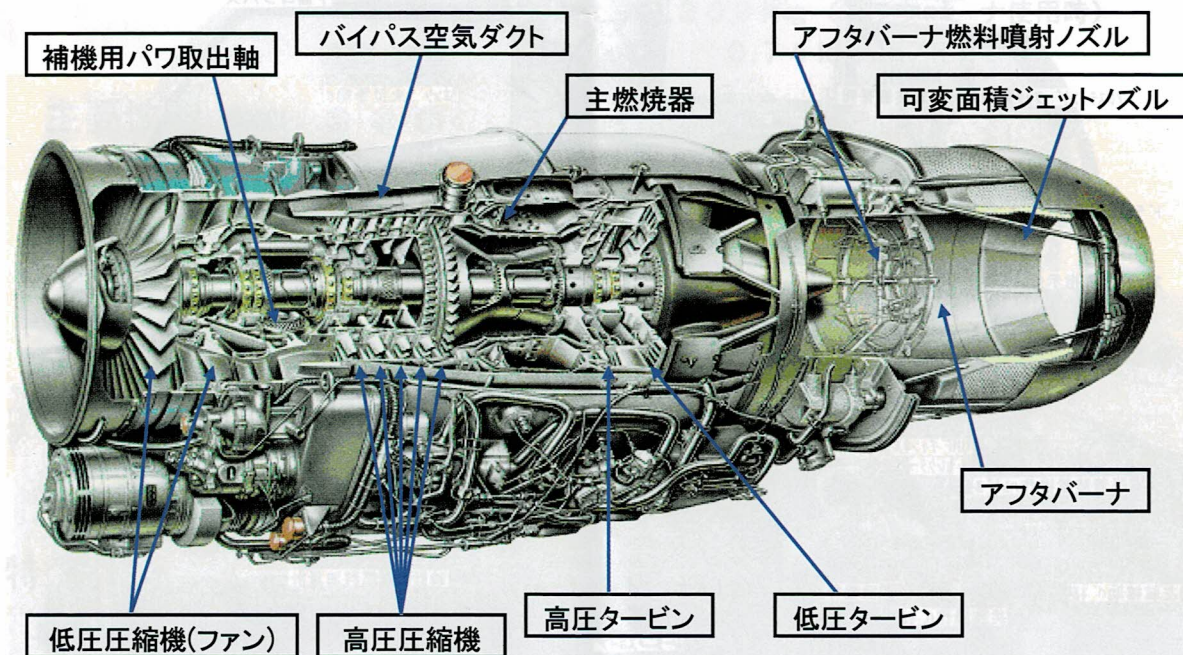
座席は前席、後席独立に、緊急時には射出により脱出できるようになっている。

エンジン

T-2のエンジン形式はアフタバーナ付きターボファンエンジンである。圧縮機は軸流で、低圧2段、高圧5段で圧力比11、全体空気流量は42kg/sである。燃焼器はアニュラ形、タービンは軸流で、高圧・低圧各1段である。圧縮機とタービンをつなぐ軸は同心二重になっており、高圧タービンで高圧圧縮機を、低圧タービンで低圧圧縮機（ファン）を回転させる。

全体空気流量42kg/sのうち、23kg/sは主燃焼器や高圧系（コア部）を通過する。コア部流量の8割に相当する残りの19kg/sの空気はファンだけを通過し（バイパス比0.8という）、アフタバーナの手前で高圧系の空気流と合流する。超音速機といっても、亜音速飛行の時間割合が大きいので、純粹のターボジェット形式よりもターボファン形式の方が燃料効率が高くなる。

アフタバーナは、もう一度燃料を吹き込んで排気ジェットのエネルギーレベルを高め、エンジン推力を増強する働きがある。膨張した高温ガスを流すため、アフタバーナ使用時には最後尾のジェットノズルは可変機構により大きく開かれる。アフタバーナは離陸時や超音速飛行時等大きな推力が必要なときに用いられる。



ロールスロイス社 パンフレットより作成

フラップを有し、補助翼（エルロン）は無く 機体ロールにはスポイラを利用する。