
 デュアルユースリストーカテゴリー 9 – 航空宇宙及び推進装置

9. A. システム、装置及び部分品

注意 中性子又は過渡的な電離放射線に耐えるように設計又は定格された推進装置については、軍需品リスト¹を参照のこと。

9. A. 1. 航空機用のガスタービンエンジンであって、次のいずれかに該当するもの：

- a. 9. E. 3. a.、9. E. 3. h. 若しくは 9. E. 3. i. で指定されているいずれかの“技術”を用いたもの；

又は

Note 1 9. A. 1. ~~9. A. 1. a.~~は、次のすべてに合致する航空機用のガスタービンエンジンには適用されない：

- a. ワッセナーアレンジメント参加国の 1 か国以上の国の民間航空機関が証明したもの；及び
- b. 民生用有人“航空機”の動力供給用ガスタービンエンジンであって、ワッセナーアレンジメント参加国の 1 か国以上の国の民間航空機関から次のいずれかの文書を発行されたもの：
 1. 民間航空機としての型式証明；又は
 2. 型式証明と同等の文書であって、国際民間航空機関（iCAO）の承認を受けたもの。

Note 2 9. A. 1. ~~9. A. 1. a.~~は、補助動力装置（APU）のために設計された航空機用のガスタービンエンジンであって、ワッセナーアレンジメント参加国（EAR § 743 付則 1 参照）の民間航空機関により承認されたものには適用されない。

- b. 2022 年以降使用されていない

~~マッハ数が 1 以上の速度における巡航時間が 30 分を超えるように設計した“航空機”に動力を供給するために設計したもの。~~

9. A. 2. 液体燃料を使用するように設計した‘船舶用のガスタービンエンジン’であって、次のすべてに該当するもの、並びにそれらのために特別に設計した組立品及び部分品：

- a. ISO 3977-2:1997（又は同等の国家規格）が定める比較基準条件での“定常状態”で動作する場合の最大連続出力が 24,245 kW 以上のもの；
- b. 液体燃料の使用時の‘修正燃料消費率’が最大連続出力の 35%において 0.219 kg/kWh を以下のもの。

Note 用語‘船舶用のガスタービンエンジン’には、船舶の発電若しくは推進に適合したガスタービンエンジンであって、産業用のもの又は航空機用ガスタービンエンジンから派生したものを含む。

Technical Note

9. A. 2. でいうところにおいて、‘修正燃料消費率’とは、42MJ/kg の正味の比エネルギー（正味の発熱量をいう）（ISO 3977-2:1997）を有する船舶用に蒸留した液体燃料に補正したエンジンの燃料消費率をいう。

9. A. 3. ガスタービンエンジンの組立品又は部分品であって、9. E. 3.、9. E. 3. h. ~~又は~~9. E. 3. i. **又は** 9. E. 3. k. で指定される“技術”のいずれかを用いたもののうち、次のいずれかに該当する航空機用のガスタービンエンジンに使用するように特別に設計したもの：

¹ ロシア連邦及びウクライナは、本リストを、通常軍需品能力に固有の開発、製造又は強化に貢献する可能性があるデュアルユース貨物の選択の助けとするために立案された参照リストとして見ている。

 デュアルユースリストーカテゴリー9 – 航空宇宙及び推進装置

- a. 9. A. 1. で指定されるもの；又は
- b. 設計した又は製造する原産国が、ワッセナーアレンジメント参加国ではないもの又は製造業者に知られていないもの。
9. A. 4. 宇宙空間用の飛しょう体の打上げ用の飛しょう体、“宇宙空間用の飛しょう体”、“宇宙空間用の飛しょう体のバス”、“宇宙空間用の飛しょう体のペイロード”、“宇宙空間用の飛しょう体”用の搭載システム又は搭載装置、地上支援装置、及び空中発射プラットホーム及び準軌道用の飛しょう体であって、次のいずれかに該当するもの：
- a. 宇宙空間用の飛しょう体の打上げ用の飛しょう体；
- b. “宇宙空間用の飛しょう体”；
- c. “宇宙空間用の飛しょう体のバス”；
- d. “宇宙空間用の飛しょう体のペイロード”であって、3. A. 1. b. 1. a. 4.、3. A. 2. g.、5. A. 1. a. 1.、5. A. 1. b. 3.、5. A. 2. c.、5. A. 2. e.、6. A. 2. a. 1.、6. A. 2. a. 2.、6. A. 2. b.、6. A. 2. d.、6. A. 3. b.、6. A. 4. c.、6. A. 4. e.、6. A. 8. d.、6. A. 8. e.、6. A. 8. k.、6. A. 8. l. 又は9. A. 10. c. で指定される品目が組み込まれたもの；
- e. “宇宙空間用の飛しょう体”のために特別に設計した搭載システム又は搭載装置であって、次のいずれかの機能を有するもの：
1. ‘遠隔指令又は遠隔測定データ処理’；
Note 9. A. 4. e. 1. でいうところにおいて、‘遠隔指令又は遠隔測定データ処理’には、バスデータの管理、保管、及び処理を含む。
 2. ‘ペイロードデータ処理’；又は
Note 9. A. 4. e. 2. でいうところにおいて、‘ペイロードデータ処理’にはペイロードデータの管理、保管、及び処理を含む。
 3. ‘姿勢及び軌道の制御’；
Note 9. A. 4. e. 3. でいうところにおいて、‘姿勢及び軌道の制御’には、“宇宙空間用の飛しょう体”の位置及び方向を決定し、制御するためのセンサーによる計測及び動作を含む。
注意： 軍用に特別に設計した装置については、ML11. c を参照のこと。
- f. “宇宙空間用の飛しょう体”のために特別に設計された地上に設置される設備であって、次のいずれかに該当するもの：
1. 無線遠隔制御装置又は無線遠隔測定装置であって、次のいずれかに掲げるデータ処理機能を有するように特別に設計したもの：
 - a. “宇宙空間用の飛しょう体のバス”の稼働状況（健全性及び安全性状態としても知られている）を監視するための無線遠隔測定データのフレーム同期及びエラー訂正処理；又は
 - b. “宇宙空間用の飛しょう体のバス”を制御するために“宇宙空間用の飛しょう体”に送られる指令データのフォーマッティング処理；
 2. “宇宙空間用の飛しょう体”の‘運用手順の検証’用に“特別に設計した”シミュレーター。
Technical Note
 9. A. 4. f. 2. でいうところにおいて、‘運用手順の検証’とは、次のいずれかに該当するものをいう：
 1. 指令の順序の確認；
 2. 運用訓練；
 3. 運用の予行練習；又は
 4. 運用解析。

 デュアルユースリストーカテゴリー9 – 航空宇宙及び推進装置

9. A. 4. g. “航空機”であって、宇宙空間用の飛しょう体又は準軌道用の飛しょう体を空中で発射させるために特別に設計し、又は改造したものの。
9. A. 4. h. “準軌道用の飛しょう体”。
9. A. 5. 液体ロケット推進装置であって、9. A. 6. で指定される装置又は部分品を内蔵するもの。
9. A. 6. 液体ロケット推進装置のために特別に設計した装置及び部分品であって、次のいずれかに該当するもの：
- a. 極低温用の冷却装置、フライト重量のデュワー瓶、極低温用ヒートパイプ若しくは極低温用装置であって、宇宙空間用の飛しょう体又はその打上げ用の飛しょう体に使用するよう特別に設計し、かつ、極低温状態にある液体の損失が1年間につき30%未満に限定することができるもの；
 - b. 極低温用容器又は閉サイクル冷却装置であって、100° K (-173°C) 以下にすることができるもののうち、“宇宙空間用の飛しょう体”、打上げ用の飛しょう体又はマッハ数が3を超える速度での巡航が可能な“航空機”に使用することができるように設計したもの；
 - c. スラッシュ水素の貯蔵装置又は移送装置；
 - d. 17.5メガパスカルを超える吐出圧のターボポンプ若しくはその部分品又は当該ターボポンプのためのガス発生器若しくはエキスパンダーサイクルタービン駆動装置；
 - e. 10.6メガパスカルを超える推力発生器及びそのノズル；
 - f. 推進薬貯蔵装置であって、毛細管現象を利用したもの又はフレキシブルブラダーを用いたもの；
 - g. 液体燃料噴射器であって、個々のオリフィスの直径が0.381 mm以下のもの（非円形オリフィスにあつては、面積が0.114 mm²以下のもの）のうち、液体ロケットエンジンのために特別に設計されたもの；
 - h. 炭素及び炭素繊維を用いた複合材料により一体成形された推力室又はイグジットコーンであって、密度が1.4g/cm³を超えるもののうち、引張強さが48メガパスカルを超えるもの。
9. A. 7. 固体ロケット推進装置であって、次のいずれかに該当するもの：
- a. 全力積が1.1メガニュートン秒を超えるもの；
 - b. 燃焼器内の圧力を7メガパスカルにした状態でノズルの出口圧力を海面レベルの大気圧にした時の比推力が2.4キロニュートン秒毎キログラム以上のもの；
 - c. ステージのマスフラクションが88%を超えるものであって、推進薬固体比率が86%を超えるもの；
 - d. 9. A. 8. で指定される部分品；又は
 - e. 断熱材と推進薬を接合するためのものであって、‘機械的接合強度’を得るため又は固体推進薬とモータケースの断熱材の間の化学的移行に対するバリアーとするためにダイレクトボンディングモータ設計法を用いたもの。

Technical Note

9. A. 7. e. でいうところにおいて、‘機械的接合強度’は、推進薬の強度以上の接合強度をいう。

デュアルユースリストーカテゴリー9ー航空宇宙及び推進装置

9. A. 8. 固体ロケット推進装置のために特別に設計した部分品であって、次のいずれかに該当するもの：
- 断熱材と推進薬を接合するためのものであって、'機械的接合強度'を得るため又は固体推進薬とモータケースの断熱材の間の化学的移行に対するバリアーとするためにライナーを用いたもの；
 - フィラメントワインディング法で成形された"複合材"を用いたモータケースであって、直径が0.61mを超えるもの又は'構造効率比 (PV/W)'が25kmを超えるもの；
- Technical Note**
9. A. 8. b. でいうところにおいて、'構造効率比 (PV/W)'は、耐圧破壊圧力 (P) とモータケース内容積 (V) との積をモータケースの重量 (W) で除したものをいう。
- ノズルであって、推力が45kNを超えるもの又はノズルのスロートの浸食率が0.075mm/秒未満のもの；
 - 可動ノズル又は二次噴射推力方向制御装置であって、次のいずれかに該当するもの：
 - 推力方向の偏向範囲が±5度を超えるもの；
 - 推力方向を変化させる際の角速度が20度/秒以上のもの；又は
 - 推力方向を変化させる際の角加速度が40度/秒²以上のもの。
9. A. 9. ハイブリッドロケット推進装置であって、次のいずれかに該当するもの：
- 全力積が1.1メガニュートン秒を超えるもの；又は
 - 出口が真空になっている状態での推力が220キロニュートンを超えるもの。
9. A. 10. 打上げ用の飛しょう体、打上げ用の飛しょう体の推進装置又は"宇宙空間用の飛しょう体"のために特別に設計した部分品、装置及び構造物であって、次のいずれかに該当するもの：
- 打上げ用の飛しょう体のために特別に設計した部分品及び構造物（重量が10キログラムを超えるもの）であって、次のいずれかに該当する材料を使用して製造されたもの：
 1. C. 10. e. で指定される"プリプレグ又はプリフォーム"からなる"複合材料"及び1. C. 8. 又は1. C. 9. b. で指定される樹脂；
 - 金属"マトリックス""複合材料"であって、次のいずれかで補強されたもの：
 1. C. 7. で指定される物質；
 1. C. 10. で指定される"繊維"；又は
 1. C. 2. a. で指定されるアルミニウムの化合物；或いは
 1. C. 7. で指定されるセラミック"マトリックス""複合"材料；
- Note** ノーズコーンに関しては、上記重量除外区分は適用されない。
9. A. 10. b. 9. A. 5. から9. A. 9. で指定される打上げ用の飛しょう体の推進装置のために特別に設計した部分品及び構造物であって、次のいずれかに該当する材料を使用して製造されたもの：
1. C. 10. e. で指定される"繊維又はフィラメント材料"と1. C. 8. 又は1. C. 9. b. で指定される樹脂；
 - 金属"マトリックス""複合材料"であって、次のいずれかで補強されたもの：
 1. C. 7. で指定される物質；
 - ②m、。l、。
 1. C. 2. a. で指定されるアルミニウムの化合物；或いは
 1. C. 7. で指定されるセラミック"マトリックス""複合"材料；
9. A. 10. c. "宇宙空間用の飛しょう体"の構造体の動的応答又はねじれを能動的に制御するために特別に設計した構造体用部分品及びアイソレーションシステム；
9. A. 10. d. 液体パルスロケットエンジンであって、推力重量比が1キロニュートン/kg以上のもののうち、'応答時間'が30ミリ秒未満のもの。

 デュアルユースリストーカテゴリー 9 – 航空宇宙及び推進装置

Technical Note

9. A. 10. d. でいうところにおいて、'応答時間'とは、起動時から定格総推力の90%に達するまでに必要な時間をいう。。

9. A. 11. ラムジェットエンジン、スクラムジェットエンジン又は'複合サイクルエンジン'及びこれらのために特別に設計した部分品。

Technical Note

9. A. 11. でいうところにおいて、'複合サイクルエンジン'とは、以下のうち、二種類以上のものを組み合わせたものをいう：

- ガスタービンエンジン（ターボジェット、ターボプロップ及びターボファン）；
- ラムジェット又はスクラムジェット；
- ロケットモーター又はロケットエンジン（液体状、ゲル状又は固形の推進薬及びハイブリッド）。

9. A. 12. "無人航空機"（"UAV"）、無人"飛行船"、附属装置及び部分品であって、次のいずれかに該当するもの：

注意："準軌道用の飛しょう体"の"UAVs"については、9. A. 4. h. を参照のこと。

- a. "UAV"又は無人"飛行船"であって、'操縦者'の直接的な'視覚'に頼ることなく制御された飛行を行うように設計したものであって、次のいずれかに該当するもの：

1. 次のすべてに該当するもの：
 - a. 最大'航続時間'が30分以上1時間未満のもの；かつ
 - b. 46.3 km/h (25 ノット)の速度以上の突風の中で離陸し安定した制御飛行が可能なもの；又は
2. 最大'航続時間'が1時間以上のもの；

Technical Notes

1. 9. A. 12. a. でいうところにおいて、'操縦者'とは、"UAV"又は無人"航空機"の飛行を開始する又は指令を出す者をいう。
2. 9. A. 12. a. でいうところにおいて、'航続時間'は、無風の平均海水面における ISA[国際標準大気]条件（ISO 2533:1975）に対して計算される。
3. 9. A. 12. a. でいうところにおいて、'視覚'とは、レンズで矯正された又は強制されていない肉眼の視力をいう。

9. A. 12. b. 附属装置及び部分品であって、次のいずれかに該当するもの：

1. 2014 以降使用されていない
2. 2014 以降使用されていない
3. 有人"航空機"又は無人"飛行船"を 9. A. 12. a. で指定される"UAV"又は無人"飛行船"に変換するように特別に設計した装置又は部分品。
4. "UAV"又は無人"飛行船"を 15,240m (50,000 フィート) の高度を超えて飛行させることができるように特別に設計又は改造された空気吸入式のレシプロエンジン又は内燃式のロータリーエンジン。

9. B. **試験用、検査用及び製造用装置**

9. B. 1. 製造用の装置、工具及び治具であって、次のいずれかに該当するもの：

- a. "超合金"用に設計した一方向性凝固又は単結晶の鋳造のための装置；

デュアルユースリストーカテゴリー9ー航空宇宙及び推進装置

- b. ガスタービンエンジンのブレード、ベーン又は“チップシュラウド”を製造するために特別に設計した耐熱金属製又はセラミック製の鑄造用の工具であって、次のいずれかに該当するもの：
1. コア；
 2. シェル（モールド）；
 3. コア及びシェル（モールド）ユニットを組み合わせたもの；
- c. “超合金”用に設計した一方向性凝固又は単結晶の積層造形を行う装置。
9. B. 2. オンライン（実時間）で制御する装置、計測器（センサーを含む）又は自動的にデータを収集し、解析する装置であって、次のすべてに該当するもの：
- a. ガスタービンエンジン、組立品又は部分品の“開発”のために特別に設計したもの；かつ
 - b. 9. E. 3. h. 又は 9. E. 3. i. で指定される“技術”のいずれかを用いたもの。
9. B. 3. チップにおける周速が 335 m/秒を超えるものであって、773K (500°C) を超える温度において運転できるように設計したガスタービンエンジンのブラシシールの“製造”又は試験のために特別に設計した装置、並びにこれらのために特別に設計した部分品又は附属品。
9. B. 4. 9. E. 3. a. 3. 又は 9. E. 3. a. 6. で定める金属間化合物、“超合金”又はチタンからなるガスタービンエンジンの翼部とディスク部を固相接合するための工具、金型又は治具。
9. B. 5. 次のいずれかに該当する風洞又は装置とともに使用するよう特別に設計したものであって、オンライン（実時間）で制御する装置、計測器（センサーを含む）又は自動的にデータを収集し、解析する装置：
- a. マッハ数が 1.2 以上の速度の状態を作ることができる風洞；
Note 9. B. 5. a. は、教育用に特別に設計した風洞であって、‘測定部の断面寸法’（側面から測定した寸法）が 250mm 未満のものには適用されない。
Technical Note
9. B. 5. a. の Note でいうところにおいて、‘測定部の断面寸法’は、測定部の最大断面位置での円の直径、正方形の一辺又は矩形の長辺をいう。
 - b. マッハ数が 5 を超える流れの環境をシミュレートすることができる装置（ホットショットトンネル、プラズマアークトンネル、ショックチューブ、ショックトンネル、ガストンネル及びライトガスガンを含む）；又は
 - c. 25,000,000 を超えるレイノルズ数の流れをシミュレートすることができる風洞又は装置（ただし、試験用のモデルが二次元断面のものに限られるものを除く）。
9. B. 6. 音響振動試験装置であって、試験室の温度が 1,273K (1,000°C) を超えるもので、定格出力が 4kW 以上のもので、かつ、160 デシベル（基準音圧 20 マイクロパスカル）以上の音圧を発生することができるもの、及びこれらのために特別に設計した石英加熱器。
9. B. 7. 非破壊検査 (NDT) 技術（二次元のエックス線分析又は基礎的な物理的又は化学的分析のためのものを除く）を用いてロケットモータの完全性を検査するために特別に設計した装置。
9. B. 8. 壁面摩擦を直接測定することができる変換器であって、全温（よどみ点温度ともいう）が 833K (560°C) を超える流れで動作するように特別に設計したもの。

 デュアルユースリストーカテゴリー 9 – 航空宇宙及び推進装置

9. B. 9. ガスタービンエンジンの回転部分に用いられる部分品であって粉末冶金によって製造されるものうち次のすべてに該当するものを製造するために特別に設計した工具：
- 873K (600°C) の温度のもとで測定された最大引張強度 (UTS) の 60% 以上の応力を加えた状態で使用するよう設計したもの；かつ
 - 873K (600°C) 以上の温度で使用するよう設計されたもの。
- Note** : 9. B. 9. は、粉体を製造するための工具については指定しない。
9. B. 10. 9. A. 12. で指定される品目の製造のために特別に設計した装置。
9. C. 材料 – なし
9. D. ソフトウェア
9. D. 1. 9. A.、9. B. 又は 9. E. 3. で指定される装置又は“技術”の“開発”のために特別に設計又は改造した“ソフトウェア” (9. D. 3. 又は 9. D. 4. で指定されるものを除く)。
9. D. 2. 9. A. 又は 9. B. で指定される装置の“製造”のために特別に設計又は改造した“ソフトウェア” (9. D. 3. 又は 9. D. 4. で指定されるものを除く)。
9. D. 3. 9. E. 3. h. で指定される“技術”を組み込んだ“ソフトウェア”であって、9. A. で指定されるシステム若しくは 9. B. で指定される装置のための“フルオーソリティデジタルエンジン制御システム”[“FADEC システム”]に使用されるもの。
9. D. 4. その他の“ソフトウェア”であって、次のいずれかに該当するもの：
- 風洞試験又は飛行試験のデータにより検証された二次元又は三次元の粘性流れのための“ソフトウェア”であって、エンジン内の詳細な流れをモデリングするために必要なもの；
 - 航空機用ガスタービンエンジン、組立品又は部分品の試験のための“ソフトウェア”であって、次のすべてに該当するもの：
 - 次のいずれかに該当するものの試験のために特別に設計したもの：
 - 航空機用ガスタービンエンジン、組立品若しくは部分品であって、9. E. 3. a.、9. E. 3. h. 若しくは 9. E. 3. i. で指定される“技術”を用いたもの；又は
 - バイパス流路又はコア流路を提供する多段圧縮機であって、9. E. 3. a. 若しくは 9. E. 3. h. で指定される“技術”を用いた航空機用ガスタービンエンジンのために特別に設計したもの；かつ
 - 次のすべての仕様のために特別に設計したもの：
 - 実時間でのデータの収集及び処理；並びに
 - 試験中における試験物又は試験条件（例えば、温度、圧力、流速）のフィードバック制御；
- Note** 9. D. 4. b. は、試験施設の稼働若しくは作業者の安全（例えば、速度を超えた場合の切断、火災の検知及び消火）、又は当該品目が適切に組み立てられているか、修理されているかを判断することに限定された製造、修理若しくは保守の受入試験のためのソフトウェアを指定しない。
9. B. 1. a. 又は 9. B. 1. c. で指定される装置に使用される“ソフトウェア”であって、一方向性凝固の材料又は単結晶の材料の成長を制御するために特別に設計したもの；
 - 2011 年以降使用されていない
 9. A. 12. で指定される品目の操作のために特別に設計又は改造した“ソフトウェア”；

 デュアルユースリストーカテゴリー9 – 航空宇宙及び推進装置

- f. 航空機用ガスタービンエンジンのブレード、ベーン及び“チップシュラウド”の内部冷却通路を設計するように特別に設計した“ソフトウェア”；
- g. “ソフトウェア”であって、以下のすべてに該当するもの：
 - 1. 航空機用ガスタービンエンジンの空気の熱的状态、空気力学的状態及び燃焼状態を予測するように特別に設計されたもの；かつ
 - 2. 実際の航空機用ガスタービンエンジンの（実験或いは生産の）性能データに基づき空気の熱的状态、空気力学的状態及び燃焼状態を理論的にモデル予測するもの。

9. D. 5. 9. A. 4. e. 又は 9. A. 4. f. で指定される品目の操作のために特別に設計又は改造した“ソフトウェア”。

注意：“宇宙空間用の飛しょう体のペイロード”に組み込まれる 9. A. 4. d. でリストされる品目のための“ソフトウェア”については、該当するカテゴリーを参照のこと。

9. E. 技術

Note ガスタービンエンジンに係る 9. E. で指定される“開発”又は“製造”“技術”は、修理又はオーバーホールのために使用される場合にも 9. E. で規制される。次に該当するものは 9. E. から除外される：

損傷した又は使用不能となったライン交換ユニット（エンジン全体又はエンジンのモジュールの交換を含む）の較正、取外し又は交換に直接関連する保守作業に必要な技術データ、図面又は資料。

9. E. 1. ~~9. A. 1. b.~~ 9. A. 4. から 9. A. 12.、9. B. 又は 9. D. で指定される装置又は“ソフトウェア”の“開発”に係る General Technology Note の対象となる“技術”。

9. E. 2. ~~9. A. 1. b.~~ 9. A. 4. から 9. A. 11. 又は 9. B. で指定される装置の“製造”に係る General Technology Note の対象となる“技術”

注意 構造体、積層体又は材料の修理に係る“技術”については、1. E. 2. f. を参照のこと。

9. E. 3. その他の“技術”であって、次のいずれかに該当するもの：

a. 次のいずれかに該当するガスタービンエンジンの部分品又はシステムの“開発”又は“製造”に“必要”な“技術”：

- 1. 一方向性凝固 (DS) 又は単結晶 (SC) 合金から作られたガスタービンエンジンのブレード、ベーン又は“チップシュラウド”であって、ミラー指数 001 の方向における応力破断寿命が、1, 273K (1, 000°C) の温度、200 メガパスカルの応力において、平均特性値で 400 時間を超えるもの；

Technical Note：

9. E. 3. a. 1. でいうところにおいて応力破断寿命試験は、一般的に試験片に対して行われる。

- 2. 燃焼器であって、次のいずれかに該当するものを有するもの：

- a. ‘熱遮蔽ライナー’であって、‘燃焼器の出口温度’が 1, 883K (1, 610°C) を超える温度で動作するように設計されたもの；
- b. 非金属ライナー；
- c. 非金属シェル；又は

デュアルユースリストーカテゴリー9 – 航空宇宙及び推進装置

- d. 9. E. 3. c. で指定されるで指定されるパラメータに合致する冷却孔を有するライナーであって、' 燃焼器の出口温度' が 1, 883K (1, 610°C) を超える温度で動作するように設計されたもの；
- e. ' プレッシャーゲイン燃焼' を利用したもの；

Technical Note

9. E. 3. a. 2. e. でいうところにおいて、' プレッシャーゲイン燃焼' では、ガスタービンエンジンが“定常状態モード”にて作動している状態において、主にその燃焼の方法によって、燃焼器出口での平均よどみ圧が燃焼器入口での平均よどみ圧よりも大きくなることをいう。

Note 9. E. 3. a. 2. における冷却孔に関して“必要な”技術は、当該孔の形状及び位置の導出に限定される。

Technical Notes

1. 9. E. 3. a. 2. d. でいうところにおいて、' 熱遮蔽ライナー' は、機械的な負荷を逃がすように設計された支持構造及び燃焼熱から支持構造を保護するように設計された燃焼面に接する構造を有するものをいう。この燃焼面の構造体及び支持構造体は、互いに独立した熱的変位（熱負荷による機械的変位）特性を有しており、すなわち、それらは熱的に分離されている。

2. 9. E. 3. a. 2. d. でいうところにおいて、' 燃焼器出口温度' は、ガスタービンエンジンが証明を受けた最大連続使用温度の“定常状態”にて動作している状態において、燃焼器出口面とタービン入口案内翼の前縁との間の平均よどみ点温度（すなわち、SAE [米国自動車技術者協会] 規格 ARP 755A に定義されるエンジンステーション T40 [燃焼器出口温度] にて計測されたものをいう）をいう。

- 9. E. 3. a. 3. 部分品であって、次のいずれかに該当するもの：
 - a. 588K (315°C) を超える温度で使用することができるように設計された有機“複合”材料を原料として製造されるもの；
 - b. 次のいずれかより製造されたもの：
 - 1. 金属“マトリックス”“複合材料”であって、次のいずれかに該当する材料により強化されたもの：
 - a. 1. C. 7. で指定される物質；
 - b. 1. C. 10. で指定される“繊維及びフィラメント材料”；若しくは
 - c. 1. C. 2. a. で指定されるアルミニウムの化合物；又は
 - 2. 1. C. 7. で指定されるセラミック“マトリックス”“複合”材料；又は
 - c. ステーター、ベーン、ブレード、チップシール、チップシュラウド、回転ブリング、回転ブリスク、若しくは' スプリッターダクト' であって、次のすべてに該当するもの：
 - 1. 9. E. 3. a. 3. a. で指定されていないもの；
 - 2. 圧縮機又はファンのために設計されたもの；かつ
 - 3. 1. C. 10. e. で指定される物質と 1. C. 8. で指定される樹脂を原料として製造されたもの；

Technical Note

9. E. 3. a. 3. c. でいうところにおいて、' スプリッターダクト' は、エンジンのバイパスとコア部分の間の空気流量の初期分離を行うものをいう。

- 9. E. 3. a. 4. 無冷却式のタービンブレード、ベーン又は“チップシュラウド”であって、1, 373K (1, 100°C) 以上の' ガス流路温度' で使用するよう設計されたもの；

デュアルユースリストーカテゴリー9ー航空宇宙及び推進装置

9. E. 3. a. 5. 冷却式のタービンブレード、ベーン又は“チップシュラウド”（9E003. a. 1 で定めるものを除く）であって、1, 693K (1, 420°C) 以上のガス流路温度で使用するように設計したものの；

Technical Note

9. E. 3. a. 5. でいうところにおいて、'ガス流路温度'とは、ガスタービンエンジンが証明又は指定を受けた最大連続使用温度の“定常状態”にて動作している状態におけるタービン前縁面における平均よどみ点温度をいう。

9. E. 3. a. 6. 固相接合法を用いて翼部とディスク部を接合したものの；
 9. E. 3. a. 7. 2018 年以降使用されていない
 9. E. 3. a. 8. '損傷許容設計された'ガスタービンエンジンの回転部分品であって、1. C. 2. b. で指定される粉末冶金材料を用いたもの；又は

Technical Note

9. E. 3. a. 8. でいうところにおいて、'損傷許容設計された'部分品は、亀裂成長を予測し、限定するための方法論と実証を用いて設計したものをいう。

9. E. 3. a. 9. 2009 年以降使用されていない
注意 “FADEC システム”については、9. E. 3. h. を参照のこと。
 9. E. 3. a. 10. 2010 年以降使用されていない
注意 流路の形状を変更可変にするためのものについては、9. E. 3. i. を参照のこと。
 9. E. 3. a. 11. 'ファンブレード'であって、次のすべてに該当するもの：
 a. 真空又はガスのみからなる閉鎖キャビティを一以上有し、閉鎖キャビティの体積の合計がファンブレードの総体積の 20%以上のもの；かつ
 b. 体積が 5cm³ 以上の閉鎖キャビティを一以上有するもの；

Technical Note

9. E. 3. a. 11. でいうところにおいて、'ファンブレード'とは、単段又は多段の回転する翼の部分であって、ガスタービン内で圧縮機のフローとバイパスのフローの両方を供給するものをいう。

9. E. 3. b. 次のいずれかに該当する“開発”又は“製造”に“必要”な“技術”：
 1. 風洞用の模型であって、流れの状態に影響を与えない形のセンサーを用いたものうち、センサーからデータ収集装置にデータを送信できるもの；又は
 2. “複合材料”を用いたプロペラブレード又はプロップファンであって、マッハ数が 0.55 を超える速度において 2, 000kW を超える負荷を吸収することができるもの；

9. E. 3. c. 9. E. 3. a. 1.、9. E. 3. a. 2. 又は 9. E. 3. a. 5. で指定される“技術”のいずれかを用いたガスタービンエンジンの部分品における冷却孔であって、次のいずれかに該当するものの穴あけ加工に“必要”な“技術”：
 1. 次のすべてに該当するもの：
 a. 最小'断面積'が、0.45mm²未満のもの；
 b. 'アスペクト比[Hole shape ratio]'が、4.52 を超えるもの；かつ
 c. '穴あけ角度'が 25 度以下のもの；又は
 2. 次のすべてに該当するもの：
 a. 最小'断面積'が、0.12mm²未満のもの；
 b. 'アスペクト比[Hole shape ratio]'が、5.65 を超えるもの；かつ
 c. '穴あけ角度'が 25 度を超えるもの；

Note 9. E. 3. c. は、端から端までまっすぐな一定の半径の円筒状の穴であって、当該部分品の外部表面から入って出る穴を製作する“技術”には適用されない。

デュアルユースリスト-カテゴリー9-航空宇宙及び推進装置

Technical Notes

1. 9.E.3.c. でいうところにおいて、'断面積'は、当該穴の中心線に対する直角平面における穴の面積をいう。
 2. 9.E.3.c. でいうところにおいて、'アスペクト比[Hole shape ratio]'は、当該穴の中心線の標準長さを、その最小'断面積'の平方根で除したものをいう。
 3. 9.E.3.c. でいうところにおいて、'穴あけ角度'は、翼面に接する平面と穴の中心線が翼面と交わる点における穴の中心線との間で計測される鋭角をいう。
 4. 9.E.3.c. でいうところにおいて、~~9.E.3.c.における~~穴を製作する加工方法には、“レーザー”ビーム加工、ウォータージェット加工、電解加工（ECM）又は放電加工（EDM）を含む。
9. E. 3. d. ヘリコプターの動力伝達装置又はチルトローター若しくはチルトウィングを用いた“航空機”の動力伝達装置の“開発”又は“製造”に“必要”な“技術”；
9. E. 3. e. 車両用の往復動ディーゼルエンジンであって、次のすべてに該当するものの“開発”又は“製造”に係る“技術”：
1. 'エンジン体積'が1.2m³以下のもの；
 2. グロス軸出力が80/1269/EEC、ISO 2534 又は同等の国家規格で、750kWを超えるもの；
かつ
 3. 出力密度（グロス軸出力をエンジン体積で除した値）が、700kW/m³を超えるもの；

Technical Note

9.E.3.e. でいうところにおいて、'エンジン体積'は、次に掲げる方法で測定された3つの垂直寸法の積である：

エンジン長さ：前部フランジからフライホイール側端面までのクランク軸の長さをいう；

エンジン幅：次のいずれかの中で最大のものをいう：

- a. バルブカバーの一方の外縁から反対側の外縁までの距離；
- b. シリンダーヘッドの一方の外縁から反対側の外縁までの距離；又は
- c. フライホイールハウジングの直径；

エンジン高さ：次のいずれかの中で最大のものをいう：

- a. クランク軸の中心線からバルブカバー（又はシリンダーヘッド）の上面までの距離にストロークの2倍を加えたもの；又は
- b. フライホイールハウジングの直径；

9. E. 3. f. 高出力ディーゼルエンジンのために特別に設計した部分品の“製造”に“必要”な“技術”であって、次のいずれかに該当するもの：
1. 次のすべての部分品が1.C.7.で指定されるセラミック材料で作られたエンジンの“製造”に“必要”な“技術”：
 - a. シリンダーライナ；
 - b. ピストン；
 - c. シリンダーヘッド；及び
 - d. 一つ以上のその他の部分品（排気ポート、ターボ過給機、バルブガイド、バルブ組立品又は絶縁された燃料噴射装置を含む）；
 2. ターボ過給機であって、その一段の圧縮機が次のすべてに該当するものの“製造”に“必要”な“技術”：

デュアルユースリストーカテゴリー9 – 航空宇宙及び推進装置

- a. 圧力比が 4:1 以上で動作するもの；
 - b. 流量が 1 分につき 30kg から 130kg のもの；及び
 - c. 圧縮器又はタービン部分の流路面積を変えられることができるもの；
3. 燃料噴射装置であって、動粘度の範囲がガソリン燃料（310.8K(37.8°C)において 0.5 センチストークス）からディーゼルエンジン燃料（310.8K(37.8°C)において 2.5 センチストークス）のいずれの燃料（例えば、ディーゼル燃料又はジェット燃料）にも用いることができるように特別に設計したもののうち、次のすべてに該当するものの“製造”に“必要”な“技術”：
- a. 噴射量が 1 気筒 1 噴射当たり 230 立方ミリメートルを超えるもの；及び
 - b. 適切なセンサーを用いることにより、燃料の特性に応じて同じトルク特性を得るように调速機を自動的に切り替えることができるように特別に設計された電子制御機能；

9. E. 3. g. ピストンのトップリングの上死点位置において計測したシリンダーの壁面温度が 723K(450°C) を超える温度で使用することができる高出力ディーゼルエンジンであって、シリンダー壁面に固体、気相又は液体（又はこれらを組合わせたもの）の潤滑剤を用いたものの“開発”又は“製造”に“必要”な“技術”；

Technical Note

9. E. 3. g. でいうところにおいて、'高出力ディーゼルエンジン' は、定格速度が 2,300r.p.m 以上の条件において、速度が 2,300r.p.m における正味平均有効圧力の仕様が 1.8 メガパスカル以上のディーゼルエンジンをいう。

9. E. 3. h. ガスタービンエンジンの“フルオーソリティーデジタルエンジン制御システム[FADEC システム]”に係る“技術”であって、次のいずれかに該当するもの：
- 1. エンジンの推力又は軸出力を制御する“FADEC システム”に必要な部分品の機能的な要求性能（例えば、フィードバックセンサの時定数及び精度、燃料弁スルーレート）を引き出すための“開発”に係る“技術”；
 - 2. エンジンの推力又は軸出力を調整するために用いられる“FADEC システム”に固有のエンジンの制御及び診断を行う部分品の“開発”又は“製造”に係る“技術”；
 - 3. エンジンの推力又は軸出力を調整するために用いられる“FADEC システム”に固有の制御則アルゴリズム（“ソースコード”を含む）の“開発”に係る“技術”；

Note 9. E. 3. h. は、エンジン及び“航空機”の機体の統合に関する技術情報であって、一般の航空路線で使用するためにワッセナーアレンジメント参加国の 1 か国以上の国の民間航空機関により公開を要請されるもの（例えば、据付マニュアル、作業指示書、継続耐空性に係る指示書）又はインタフェース機能（例えば、入出力処理、機体の推力若しくは軸出力要求）には適用されない。

9. E. 3. i. ガスジェネレータータービン、ファンタービン、パワータービン、若しくはプロペリングノズルに係るエンジンの安定性を維持するために設計した流路の形状を可変にするためのシステムに係る“技術”であって、次のいずれかに該当するもの：
- 1. エンジンの安定性を維持する部分品から機能を発揮させるための“開発”“技術”；
 - 2. 流路の形状を可変にするためのシステムに固有の部分品であって、エンジンの安定性を維持するものに係る“開発”又は“製造”“技術”；
 - 3. 流路の形状を可変にするためのシステムに固有の制御則アルゴリズム（“ソースコード”を含む）であって、エンジンの安定性を維持するものに係る“開発”“技術”；

 デュアルユースリストーカテゴリー 9 – 航空宇宙及び推進装置

Note 9. E. 3. i. は、次のいずれかに該当するものに係る“技術”には適用されない：

- a. 入口案内翼；
- b. 可変ピッチファン若しくは可変プロップファン；
- c. 可変圧縮翼；
- d. 圧縮機のブリードバルブ；又は
- e. 逆推力のために流路の形状を可変にするためのもの。

9. E. 3. j. ガスタービンエンジンを装備した固定翼“航空機”のために設計された翼折りたたみシステムの“開発”のために“必要な”“技術”。

注意： ML 10. で指定される固定翼“航空機”のために設計された翼折りたたみシステムの“開発”のために“必要な”“技術”については、ML22. を参照のこと。

9. E. 3. k. “航空機”がマッハ 1 以上で 30 分超の巡航を可能とする航空ガスタービンエンジン用に特別に設計された次のいずれかの部分品又はシステムの“開発”のために“必要な”“技術” (9. E. 3. a.、9. E. 3. h.、又は 9. E. 3. i. で指定されるものを除く)：

1. 推進用吸気装置；
2. 推進用排気装置；
3. ‘再加熱装置’；
4. ‘エンジンローター支持体’の潤滑や冷却に使用される流体を調整するための‘アクティブ熱管理システム’；
5. オイルフリーの‘エンジンローター支持体’；又は
6. ‘圧縮システム’のコア気流経路のフローから熱を除去するシステム。

Technical Notes

9. E. 3. k でいうところにおいて：

1. 推進用吸気装置には、コアフロー予冷器が含まれる。
2. ‘再加熱装置’は、ターボ機械最終段の下流にある排気及び／又はバイパスフローで燃料を燃焼させることによりさらなる推力を提供するものをいう。‘再加熱装置’は、アフターバーナーとも呼ばれる。
3. ‘アクティブ熱管理システム’は、ベーパースイクルシステムなど、受動的な油-空気冷却や油-燃料冷却以外の方法を採用する。
4. ‘圧縮システム’とは、機械的作用によってガス流路の圧力を増加させる、エンジン吸気面と燃焼器の間の任意の段階又は段階の組み合わせのことをいう。
5. ‘エンジンローター支持体’とは、圧縮装置やタービンローターを駆動するメインエンジンシャフトを支える軸受のことをいう。

注意 1： エンジン制御技術については、9. E. 3. h. を参照のこと。

注意 2： 流路の形状を可変にするためのシステムに係る技術については、9. E. 3. i. を参照のこと。