4.10 故障サンプルの処置 故障分析および要すれば是正措置を行なった後、故障内容により修理または交換を行なう。サンプルの修理または交換を行なった後、各個試験を行ない試験を再開する。

4.11 規定 MTBF に対する可否の判定 MIL-STD-781 B Test plan I により判定する。合計作動時間は Duty cycle を実施した時間の合計であり、それを実施していない時間、すなわち、温度サイクリングの冷却時間（第1図の点線部分）は除外する。

4.12 不合格になった場合の処置 試験を中止し是正措置を講じた後、再試験を行なう。

4.13 記録 指定用紙に必要事項を記入する。

4.14 結果 7個についての作動時間の累計が、要求 MTBF 1,000 時間の 4.4 倍*、すなわち、4,400 時間を超過した時点で、試験サンプルの故障数が零で

あったため、判定基準により、要求 MTBF 1,000 時間を満足していることが確認された。

5. 信頼性試験の問題と将来

最初に問題点として挙げられることは、わが国のように製造機体数の少ない現在、信頼性試験に費やす膨大な費用が費用対効果の面から大いに検討の余地があると考えられる。

第二点として、信頼性試験で得られたデータと実際使用時における動作信頼度との対比が不十分なため、次代の開発にフィードバックされない。

以上の二点から、次代の開発にあたってはわが国独自の信頼性管理システムが確立される必要があると考える。

* 要求（規定）MTBF 1,000 時間を試験により認定する場合 MIL-STD-781 B によれば、規定 MTBF の 4.4 倍の試験時間が要求される。根拠は次のとおりである。

すなわち、最初の条件として、規定の MTBF (θ_0) と最小許容 MTBF (θ_1) との比を判別比 (θ_0/θ_1) とする。二番目の条件として、生産者危険 α (真の MTBF が規定の MTBF に等しい機器を不合格にする確率) ならびに消費者危険 β (真の MTBF が最小合格 MTBF に等しい機器を合格にする確率) から判定の危険率が導かれる。この記述のなかで紹介した計器の二つの条件は

① (θ_0/θ_1)=1.5/1

② 判定の危険率=10%

である。この二つの条件から、ETT 曲線（期待試験時間）により「期待される試験時間」、OC 曲線（operating characteristic curve）より「真の MTBF に対する合格の確率」が示される。それらから試験中に発生する故障数、要求（規定）MTBF に対する全試験時間等可否の判定基準が導かれる（詳細は MIL-STD-781 B Notice 1 28 July 1969, 4.2.8 項による）。

具体的には、この記述のなかで紹介した計器の場合には、故障数が零であるため、要求（規定）MTBF 1,000 時間の 4.4 倍以上の試験時間が要求されたのである。

航空機空気調和系統地上試験*

玉 井 浩**

1. ま え が き

航空機の空気調和系統は、最近はそのほとんどのものが、冷房に必要な低温空気を熱交換器と冷却タービンによって作り出すエアサイクル方式を採用している。この方式は、系統を構成する各機器が互に関連しあって、総合して系統としての機能を発揮するものであって、各機器単体としてはとくに欠点がなくとも、それを系統に組み込んだとき、系統の諸元や関連機器とのマッチング、系統内の配置などに問題があれば、系統全体として満足な作動を行なうことができない。

系統地上試験は、このような観点から、新しく設計された空気調和系統について、各構成機器単体の認定

試験とは別に、系統全体の作動と性能を確認して、系統設計の妥当性を評価するために行なうものである。なお、系統の空気源が発動機抽気である場合には、抽気系統と空気調和系統とは密接な関係があるので、通常両者を統合して試験を行なう。

2. 系統地上試験の目的

系統地上試験の目的は、要約すれば、次の二つに帰するものといえよう。

- (1) 系統が系統全体として満足な作動を行なうかどうかを確認する。系統地上試験は、実機での系統試運転までに行なうべきもので、この地上試験において系統の作動上の問題点を発見して必要な対策を施すことにより、実機でのトラブルを未然に防止することができる。
- (2) 系統が設計どおりの性能（冷暖房能力その他）を発揮する能力を有するかどうかを確認す

* 昭和52年10月19日原稿受理 Aircraft Air Conditioning System Ground Test

** (株)島津製作所航空機器事業部 Hiroshi TAMAI

る。エアサイクル方式の空気調和系統については、系統性能計算によって、各作動条件（気象条件、飛行条件などの組合せ）における系統作動状態（系統各部の圧力、温度、流量など）をかなり精密に推測することができる。このうちの幾つかの作動条件について、それを模擬する地上試験を行なって、計算と実際とがほぼ一致することが確認されれば、地上試験で確認されていない他の作動条件での性能は、系統性能計算のみによって一応保証されるものとみなすことができる。

3. 系統地上試験の方法

系統地上試験は、一般に、次のような方法で行なう。

3.1 系統のセットアップおよび計装 試験しようとする系統を、実機装着状態をできるだけ忠実に模擬するように組み立てる。すなわち、各構成機器は実機と同じものを使うのはもちろん、各機器間の配管もできるだけ実機と同じものを用いる。とくに、冷却タービン、熱交換器、水分離器などの主要機器の前後の抽気回路配管、およびこれらの機器周辺のバイパス管路の形状や配置は、系統の作動に微妙に影響することがあるので、可能な限り実機どおりの配管を用いることが大切である。その他の部分も、配置の都合で実機どおりの配管を用いることができない場合は、圧力損失や流れの状態が実機と極端に違わないように配慮すべきである。

系統を出た調和空気は、キャビン模擬するチャンバに導入するが、この場合、過渡応答を実機と同等にするため、チャンバの容積を実機のキャビン容積にできるだけ近いものにすることが望ましい。しかし大型機については、これは実際上困難であるので、その場合には、系統を出た空気総流量のうち、単位容積当りの流入空気量が実機とほぼ同等になる量だけをチャンバに導入するなどのくふうをする必要がある。また必要に応じ、チャンバ内に電熱器などの発熱体を置いて、キャビンの熱負荷を模擬させることもある。

系統へ流入する空気（発動機抽気および熱交換器冷却空気）は、通常試験所の圧縮空気源を用い、与えられた実機作動条件を模擬するように圧力や温度を制御し、流量を測定して供給する。また、高湿度条件での冷房作動を行なうため、抽気に水分を添加する装置を設ける。

系統内の各主要点には、圧力、温度などの計測点を設け、作動中のデータを収集する。系統出口温度その他の重要な計測項目は、必要に応じて連続自動記録を

行なう。冷却タービンのバイパス管路に設置された温度制御弁の作動状態は、系統作動の解析上重要であるので、自動制御作動中は開度の連続自動記録を行なうべきである。これは、バルブに開度信号発信用ポテンシオメータがついている場合は簡単であるが、そうでない場合にはバルブに特別の細工を施す必要がある。

3.2 試験項目 系統地上試験のなかで最も重要な試験項目は、系統の冷房能力および暖房能力を確認する試験である。これは、系統の設計作動条件のうちの代表的な幾つかについて、系統全体をそれぞれ最大冷房状態または最大暖房状態で作動させて行なう。

一般に、系統地上試験の作動条件は、海面高度における代表的な気象条件および飛行（または地上静止）条件のなかから選定する。高空飛行を模擬する作動は、大流量の真空源設備を必要とするため、一般には行なわれない。しかし一般に、能力上つらいのは暖房よりも冷房のほうであり、かつ通常の亜音速機においては、最大冷房能力を必要とするのは多くの場合離昇時であるから、海面高度のみの試験であっても、最もつらい条件についての性能確認はできることになる。

上記の作動中、定常状態において系統各部の作動データを収集し、系統性能計算であらかじめ求めた値と比較して、系統計算の妥当性を評価するとともに、将来系統作動で問題が起こったときの解析参考資料とする。

次に重要な試験項目は、キャビン温度制御作動の確認である。これは、系統全体を自動制御状態で作動させ、その間に温度セレクトの設定を大きく変更して、温度制御弁の動作、キャビン流入空気温度およびキャビン温度の時間的経過を観察し、ハンチングや過度のオーバーシュートなど不安定な制御動作を起こさないかどうかを確認する。

その他の試験項目として、必要に応じ、系統内の次のような種々の部分機能の作動確認を行なう。

- (1) 発動機抽気を中圧段と高圧段の2カ所から取る場合は、両者を混合して所要の圧力または温度に保つための混合弁その他の関連機器による自動制御機能
- (2) 抽気予冷却器または一次熱交換器による過冷却を防止するため、これらの出口抽気温度を自動制御する機能を備えている場合は、そのバイパス弁または冷却空気調整弁などによる自動制御機能
- (3) 水分離器の水結防止のため、その入口に高温空気を導入する防水制御機能
- (4) 系統内の温度過上昇防止のため、要所に設置された温度スイッチその他の安全装置による系

統閉止または自動制御機能

これらのうち、(1)～(3)の機能は上述の冷房能力試験または暖房能力試験中には十分に動作する状態にならないことがあり、また(4)の機能は正常な作動中には動作しないものであるから、特別にそれらが動作するような条件を作り出して、その機能を確認する。

4. C-1 輸送機における実施例

航空自衛隊 C-1 輸送機の抽気系統及び空調和系統は、ターボファンエンジンの圧縮機の8段目と13段目抽気を空気源とするブートストラップエアサイクル方式で、系統構成機器には、ダグラス DC-9 旅客機に使用されているのと同じものが多く採用されている。実機の系統は、同じ構成の2系統が並列に接続された複列配置であるが、系統地上試験は、このうち左舷用の一系統（貨物室への供給空気の大部分を受け持つ系統）について実施した。

4.1 系統のセットアップおよび計装 系統は、空調閉止弁から水分離器下流の合流点に至る間の抽気回路には実機と同等の配管を用い、実機における配置を模擬するように立体的に組み立てた。キャビン（貨物室）を模擬するチャンバは、実機よりも容積が小さいので、系統出口空気流量のうち容積に見合った量だけをチャンバに導入するよう配慮した。

また、最大冷房作動時にはキャビン流入空気が過飽和状態であるので、キャビンを出たあとで加熱し、飽和点以下に下げて湿度を測定するようにした。なお、

系統入口で加湿した後の抽気の湿度は、大気湿度と給水量から計算して求めた。

第1図に供試系統と計測点、第2図にセットアップの全景を示す。

4.2 試験項目 試験は、次の8項目に区分して実施した。このうち、4.2.1～4.2.3は発動機抽気系統に関する試験、4.2.4～4.2.8は空調和系統に関する試験である。

4.2.1 抽気圧力制御試験 C-1 機の発動機抽気

第2図 セットアップ全景

第1図 C-1 機の供試系統および計測点

系統では、8 段目抽気を常時使用し、これが規定値 (18.5 psi) 以下に下がったときオーグメンテーション弁が開いて 13 段目抽気を取り入れ、系統入口圧力を規定値に保つ。この試験はこの機能を確認するもので、8 段目抽気圧力を 0→25→0 psi と変化させて、系統入口が所定圧力に保たれることを確かめる。

4.2.2 翼防水空気温度制御試験 翼防水作動状態 (翼防水弁を開いて翼防水管路に高温空気を供給した状態) で、供給抽気温度が規定値 (249°C) 以下に下がったとき、空気式サーモスタットとアンチシペータからの信号によってオーグメンテーション弁が開き、13 段目抽気を導入して空気温度を規定値に保つ。この試験では、この機能確認のため、8 段目抽気温度を 93~204°C の間で変化させて、翼防水空気温度の制御状態を観察する。

4.2.3 抽気系統温度スイッチ作動試験 抽気系統には 2 個の温度スイッチが装着され、8 段目抽気管路の温度が 166°C を超えたとき (逆止め弁が破損して 13 段目抽気が 8 段目抽気口に逆流した場合を想定)、または抽気閉止弁下流温度が 288°C を超えたとき、スイッチが動いてオーグメンテーション弁を閉じ、13 段目抽気をしゃ断する。この試験では、抽気温度をそのような条件にして、この安全機能を確認する。

4.2.4 冷房能力試験 これは系統の最大冷房能力を確認する試験である。hot day、高湿度 (外気温 40°C、絶対湿度 0.0022 kg/kg) で海面高度飛行における飛行速度 0.26 M、0.3 M、0.37 M、0.5 M の各状態を模擬する作動条件のもとで、系統の最大冷房作動を行ない、定常状態における作動データを収集して、所要の冷房能力を有することを確認する。

4.2.5 暖房能力試験 これは系統の最大暖房能力を確認する試験である。cold day (外気温 -51°C) で地上静止状態 (地上冷却ファン使用状態) を模擬する作動条件のもとで、系統の最大暖房作動を行ない、定常状態における作動データを収集して、所要の暖房能力を有することを確認する。

4.2.6 自動温度制御試験 hot day (外気温 40°C、自然湿度)、海面高度での飛行速度 0.37 M の状態を模擬する作動条件のもとで系統を作動させ、温度セレクトタの設定を nominal→full cold→nominal→full hot→full cold→full hot→nominal と変更して、系統の作動状態 (とくに温度制御弁の動作) とキャビン温度の変化を観察する。

4.2.7 水分離器防水作動試験 C-1 機の系統では、水分離器出口温度が氷点下に下がり (空気式サーモスタットで検出)、かつ水分離器入口に氷結状態 (防水スクリーンで検出) が生じたとき (ある飛行高度以

上では前者の条件のみで十分)、防水弁が開いて、水分離器入口に高温空気が導入される。この試験はこの機能を確認するもので、高湿度抽気を供給して、冷却タービン出口温度が氷点下になるような条件で系統を作動させ、防水機能が正しく働くことを確かめる。

4.2.8 温度スイッチ作動試験 空気調和系統には 3 個の温度スイッチが装着されて、冷却タービンの圧縮機出口温度、二次熱交換器出口温度および系統出口空気温度 (キャビン流入空気温度) がそれぞれ規定値 (第 1 図参照) を超えたとき、スイッチの動作によって空調閉止弁を閉じ、空気調和作動を停止させる。この試験では、それぞれの温度スイッチが動作するような条件で系統を作動させて、この安全機能を確認する。

4.3 試験結果

4.3.1 冷房能力試験および暖房能力試験 試験結果の一部を第 1 表に示す。冷房・暖房作動ともほぼ計算どおりの作動結果を示し、いずれも要求を満足する冷暖房能力のあることが確認された。

なおこの表の設定条件のうち、熱交換器冷却空気の温度が計算値と実測値とで大きく違っているのは、試験所空気源の温度調整能力の関係上、要求された温度条件に設定することができなかったためである。冷房試験においては、このことが試験結果に大きく影響するため、冷却空気温度が計算値より低かったぶんを補償するように流量を減らし、計算値と同等の冷却効果になるようにして試験を行なった。

また、第 1 表の温度データにおいて DAR (dry air rated) とあるのは、過飽和状態の湿り空気において、過飽和水分がすべて蒸発したと仮定した場合に到達するはずの温度をいう。これは直接測定することはできないが、乾球温度と含有水分量から湿り空気線図を用いて求められる。冷房能力の算定は、この DAR を用いて行なう。

4.3.2 自動温度制御試験 この試験で得られた系統作動の時間的経過の自動記録の一部を第 3 図に示す。温度セレクトタの設定を変更した場合、約 10 分後にはキャビン温度はほぼ制御目標値に達し、過度のオーバーシュートやハンチングの傾向もなく、安定した制御動作を示している。

4.3.3 その他の試験項目 各試験ともそれぞれ満足な結果が得られ、所期の試験目的を達成した。

4.4 試験で判明した問題点 上述の系統地上試験において判明した系統の問題点の実例を示す。

4.4.1 翼防水空気の温度制御 4.2.2 項の試験を実施してみると、アンチシペータの効果が不十分で、被制御温度が第 4 図 (a) に示すようにサイクリングを

第1表 C-1 機空空調和系統地上試験結果

作 動 条 件				冷 房 能 力 試 験				暖 房 能 力 試 験	
				Hot day, 海面高度				Cold day	
				0.37 M		0.50 M		地 上 静 止	
				計 算 値	実 測 値	計 算 値	実 測 値	計 算 値	実 測 値
設	抽 気	圧 力	psig	23.0	21.9	23.0	22.2	23.0	22
		温 度	°C	260	258	272	273	88	89
		絶対湿度	g/kg	22.0	21.4	22.0	21.2	—	5.3
定	熱交換器	温 度	°C	48	20 ⁽¹⁾	55	20 ⁽¹⁾	-51	16 ⁽¹⁾
		流量	lb/min	286	121	365	118	132	200
	冷却空気	一次 二次	lb/min	127	57.5	181	55	176	200
作 動 結 果	抽 気	流 量	lb/min	60.0	60.1	59.5	60.0	68.6	75.3
	一 次 熱交換器	入口圧力	psig	19.5	18.9	19.5	19.4	計 算 値 な し	7.5
		出口温度	°C	64.5	60	68	64.5		86
	圧 縮 機	入口圧力	psig	16.4	16.9	16.4	17.3		3.0
		出口圧力	psig	42.4	40.4	42.0	41.7		7.0
		圧 力 比	—	1.84	1.74	1.83	1.76		1.23
	二 次 熱交換器	入口温度	°C	147	132	150	137		101
		出口温度	°C	65.5	60.5	67	64.5		25
	タ ー ビ ン	入 口 圧 力	psig	41.8	40.0	41.4	41.4		6.6
		出 口 圧 力	inHg-a	34.2	35.5	34.1	35.5		31.6
		圧 力 比	—	3.36	3.14	3.35	3.22		1.37
		出口温度 (DB)	°C	15	9	15	9.5		2
	水分離器	(DAR)	°C	-15.5	-15	-14	-13.5		2
		回 転 速 度	rpm	55,200	52,100	55,300	53,000		28,000
		出口温度 (DB)	°C	15	10.5	15.5	11		4.5
	系統出口	(DAR)	°C	8.5	6.5	9	8.5		4.5
		排 水 量	cc/min	—	260	—	280		0
	冷 房 能 力 ⁽³⁾ 暖 房 能 力 ⁽⁴⁾	流 量	lb/min	60.0	55.2	59.5	54.6	68.6	68
		圧 力	inHg-a	29.9	30.7	29.9	30.7	29.9	30.8
		温 度 (DAR)	°C	8.5	6.5	9	8.5	65 ⁽²⁾	56
参 考	要求冷房能力 ⁽³⁾		kcal/h	7,090	7,220	6,800	6,440	—	—
	要求暖房能力 ⁽⁴⁾		kcal/h	—	—	—	—	19,600	15,500

DB=dry bulb, DAR=dry air rated

⁽¹⁾ 空気源能力の関係上この温度しか出せなかった (本文 4.3.1 参照)⁽²⁾ 推定値, ⁽³⁾ 26.5°C 基準, ⁽⁴⁾ 21°C 基準

第3図 温度制御試験結果

第4図 翼防水空気温度制御試験結果

(a) C-1 系統試験

(b) DC-9 系統

第5図 翼防水空気温度制御系統 (要点のみ)

起こし、安定した制御動作を示さないという不具合を生じた。この部分の構成機器は DC-9 で使用実績のあるものであったので、同機の実情を調査したところ、第5図に示すように、C-1 と DC-9 とでは機器の装着位置に相違のあることが判明した。すなわち、DC-9 ではサーモスタットとアンチシペータは翼防水弁が開かない限り抽気の流れにさらされない位置にあるのに反し、C-1 の地上試験セットアップ (実機もほぼ同様) では、これらが常時空調系統への供給抽気の流れにさらされてその影響を受けているため、翼防水弁が開いた直後のアンチシペータ作動への影響度が異なるものと考えられる。

この解決策として、C-1 機に対してはアンチシペータを再調整して、その効果を増大するように時定数の設定を変更した。その結果、第4図(b)に示すように安定した制御動作が得られるようになった。

このように、他の機体で満足に使用された実績のある構成機器であっても、異なる系統に組み込んだ場合には必ずしも満足な結果が得られないことがある。

4.4.2 暖房能力 C-1 機の系統では、一次熱交換器の抽気側管路に単独のバイパス弁が設置され、最大暖房時にはこのバイパス弁を開いて、抽気を一次熱交換器を通さずにキャビンへ送るようになっている。このバイパス弁には、最初は第6図(a)に示す構造のも

第6図 一次熱交換器バイパス管路

のが装備されていた。

この状態で 4.2.5 項の最大暖房試験を実施したところ、バイパス弁全開状態でもなおかなりの量の抽気が一次熱交換器を通るため、その試験結果からの解析によれば、外気温 -51°C の地上静止・エンジン緩速運転状態では系統出口空気温度は 5°C 以上にはならず、満足な暖房は不可能であることが判明した。もっとも、国内での使用のみを考えれば、外気温 -51°C という条件はほとんどありえないし、また飛行中は発動機抽気温度も冷却空気温度も地上静止時よりは高くなるから、かなりの暖房能力が期待でき、実際の運用上はこれでも暖房能力が極端に不足するようなことはないものと考えられる。

しかし、一応当初要求された暖房能力が得られるように系統を改修することとし、バイパス弁を第6図(b)に示す三方切換弁に変更して、バイパス時には一次熱交換器への通路を完全にシャ断することにより、問題点を解消した。第1表に示した最大暖房試験結果は、この改修後のものである。

5. 結 び

以上、空調系統の系統地上試験について、その概要と実例を紹介した。この試験は、系統の開発試験として、系統の作動と能力を試飛行前に確認できるという点で大いに有用なものであるが、しかし必ずしも万能なものではない。系統地上試験において満足な結果が得られても、なおかつ飛行試験または実用段階において、系統としての問題が発生することがある。

系統地上試験は、次のような点において、系統作動のあらゆる面を確認するには不十分な要因を含んでいる。

(1) 系統地上試験が、航空機の運用されるすべての気象条件および飛行条件について実施できないため、その確認の漏れた条件のもとで問題を内蔵している可能性がある。

(2) 熱交換器の冷却空気は、飛行中は飛行速度によって生ずるラム圧をもって流入してくる。この状態は地上試験において正確に模擬することができない

め、通常は、機体会社から風洞実験または推定計算に基づいて与えられる冷却空気取入口のラム圧回復係数を用いて流入空気量を算出し、系統地上試験では冷却空気流量をその値に設定して試験作動を行なっている。

しかし、この与えられたラム圧回復係数が実機において実現しなかったときは、冷却空気流量が設計値よりも減少して、所期の冷却効果を得ることができない。系統地上試験において十分な冷房能力があると判定されたにもかかわらず、実用飛行において冷房能力が不足がちな結果を生ずることがあるのは、多くの場合、冷却空気取入口のラム圧回復係数が設計どおりに得られていないことによる。

(3) 系統の構成・配置、配管の形状・寸法、キャビンの形状・容積、キャビンの熱負荷、外界との熱受授、その他の系統諸元の模擬が必ずしも完全でない点があるため、それらに関連する問題点が完全に確認できない可能性がある。とくに、旅客機のような大きい

キャビン内の温度分布や応答性についての実態確認は、実機の系統作動に待たなければならない面が多い。

(4) 機体の運動や振動、エンジンの加減速、防除氷などの関連系統の作動、その他動的条件や外乱の模擬が完全でないため、それに関連する問題点が十分に確認できない。

空気調和系統の担当会社としては、試飛行後に実機で上述のような問題が発生した場合、系統設計計算、系統地上試験データ、各構成機器の試験データ、他機の実例などを参考にし、速やかにその原因を解明して対策を立てられるだけの解析能力と経験を養っておく必要がある。なお、系統地上試験のセットアップは、試飛行後に実機で新たに発生した問題点を解明する上にも有用であるので、公式の系統地上試験終了後も随時作動できるよう、少なくとも飛行試験期間中は解体せずに残しておくことが望ましい。

航空機用タイヤの耐久性試験*

前 田 行 男**

1. ま え が き

大は建設車両用、航空機用から、小は自転車用、荷車用として使われているタイヤは、詳しくは空気入りタイヤとよばれ、圧縮空気の弾性を利用していることが、最大の特徴である。このタイヤの試験を実施する際には、タイヤの機能、使用条件とともに、この特徴をもよく考慮しなければならない。

本稿では、空気入りタイヤの特徴とその一般的試験方法の概要を述べた後、航空機用タイヤの耐久性試験について述べる。

2. 空気入りタイヤの特徴

タイヤは、物を運搬するための車輪に使われるが、無軌道の道路、しかも非舗装路から舗装路まで種々の路面をもつ道路を自由に走行することが期待される。したがって、タイヤには、たんに荷重を支え、駆動・制動力を路面に伝えるだけの、たとえば鉄道車輪のような、軌道を走行する車輪のもつ機能のほかに、

コーナリング機能と緩衝機能とが要求される。

車輪の歴史は古く、紀元前3,000年に溯るが、空気入りタイヤの歴史は比較的新しい。1845年に、英国人ロバート・W・トムソンが、Aerial Wheelと称して、ゴム製のインフレートできる中空のベルトを利用したタイヤを発明したのが最初である。このトムソンのタイヤは実用化にいたらず、忘れられてしまった。その後1888年に英国の獣医ジョン・B・ダンロップが、息子の三輪車のための空気入りタイヤを再発明した。このタイヤは、ゴムと亜麻布でできたチューブをテープでまき、ひもでリムに取り付けたもので、空気であくくまらせて使う。当時英国では自転車車が盛んに利用されており、その車輪に使われていたソリッドゴムタイヤでは、とくに走行性能と振動乗心地の面で満足されなくなっていた背景にあり、ダンロップのタイヤは間もなく実用化された。現在の空気入りタイヤの元祖である。

これらの発明の経緯から明らかなように、空気入りタイヤは、走行性能と振動乗心地の向上を狙っていて、そのために空気の弾性を利用している。タイヤそのものは空気袋であり、この袋は気密性と屈曲性を必要としている。また一方、機械部品の一つであること

* 昭和52年11月29日原稿受理 Endurance Test for Aircraft Tires

** 横浜ゴム(株)タイヤ設計部 Yukio MAEDA