

ネズ爺 & ハテナンの

特許 探偵団

DETECTIVE TEAM OF PATENT



X-1と似てるニャア。

Vol.50 後退翼機の境界層板 (Boundary layer fence)



ハテナン

爺：さて、また飛行機の技術に戻って、その歴史を見てみるぞ。

ハ：今回の特許公報は、米国のものですね。図面の飛行機は音速を突破した米国の研究機、X-1をスマートにしたような機体ですね。

爺：ハテナン、X-1に目を付けるとは鋭いぞ！ では、X-1との違いはなんじゃ？

ハ：えっ、どこだろう？ ああ、確か、X-1は翼が真っすぐでしたよね。

爺：正解じゃ。今回は後退翼機における発明じゃ。

高速機に不可欠な後退翼には、新たな技術的課題があったんじゃ。



ネズ爺

United States Patent Office

2,885,161

Patented May 5, 1959

1

2,885,161

STABILITY CONTROL DEVICE FOR AIRCRAFT

Richard Kerker, Gardana, Calif., and Lincoln A. Martin, Concord, Vermont, assignors to Douglas Aircraft Company, Inc., Santa Monica, Calif.

Application August 11, 1948, Serial No. 43,643
7 Claims. (Cl. 244-42)

This invention relates to airplanes having wings in sweep-back, such as in high speed combat aircraft. Inherent, such airplanes the roll-on, or "rolling," longitudinally, especially as prevail in landing or can be somewhat more loading edge slats or slots, the partial recirculation of airflows a still more serious wings are apt to reduce stability curves several degrees stalling angle.

This instability has been to be the result in high wings, of the vortex from the wing, near the leading the inward end of the slat extensive region or area is entirely from contact with of remaining separated if possible, the airstream runs all thereon, usually at a part of the local chord length exact distance depending upon separated region, or "wing similar to that of a saddle of the upper surface of the and undesirable increase in This region, in such all the center of lift of the wing located inward of the slat has a zone extending into the wing-half. In operation this region is also located because of the sweepback, the saddle increases in lift strong positive pitching moment.

As a corollary, the down turning airstream produces, a downwash deflection will be directed downwardly on the tail. Consequently, if already set up by the slat on the wing are greatly so.

As the aircraft speed increase with angle of attack powerful enough to cover the tail, their net result is variations of sufficient extent stall the airplane. On take landing may give rise to it. The present invention provides a high speed strip bodily highly sweptback an edge slat, which is long angle of attack region.

To achieve this and other

considered, provide an improved sweptback wing construction including novel aerodynamic means for longitudinally stabilizing such wings. The principal additional wing constructional element consists of an auxiliary aerodynamic instrumentality comprising a substantially vertical airfoil, functioning as an airflow dam and aerodynamic device, that is, a suction drag and side friction ensuring boundary layer detaining or holding member, and as a deflector or buffet, and disposed air streamwise on each wing half in the attack-angle and

May 5, 1959

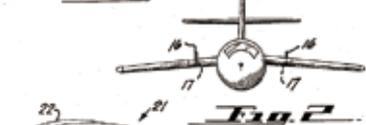
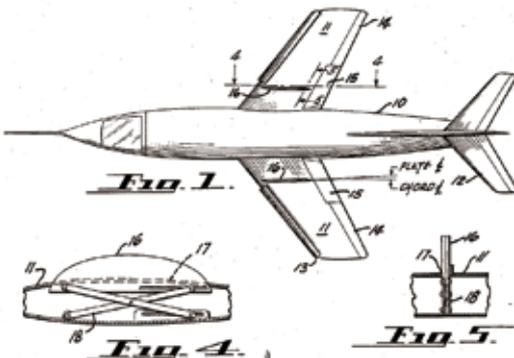
R. KERKER ET AL.

2,885,161

STABILITY CONTROL DEVICE FOR AIRCRAFT

Filed Aug. 11, 1948

2 Sheets-Sheet 1



INVENTOR:
RICHARD KERKER AND
LINCOLN A. MARTIN
John Coates
ATTORNEY

今回の特許公報： 境界層板 (フェンス)

米国特許第 2,885,161 号

発明の名称：Stability Control Device for Aircraft

発明者：Richard Kerker,
Lincoln A. Martin

権利者：Douglas Aircraft Company Inc.

出願日：1948年08月11日

登録日：1959年05月05日

1. 後退翼機の特徴とその課題

爺：まずは、次の機体を見てもらおうかのう。



スイフト試作型
(出典：『Supermarine Swift』Warpaint 出版)

ハ：おお、カッコイイ機体です。あれ、このラウンデル（機体の国籍マーク）は英国のものでしょうか？

爺：うむ。英国のスーパーマリン・スイフト（Supermarine Swift）^{*1}という戦闘機の試作機型なんじゃ。

ハ：米国特許の話なのに、英国の機体ですか？

爺：喝〜っ！ 今回のトピックに関する後退翼の技術的課題についての話じゃ。黙って聞かすよ！

ハ：わわっ、ごめんなさい。ああ、確かにこの機体、後退翼を持っていますね。

爺：英国初の後退翼を持つジェット戦闘機じゃよ。

ハ：そりゃ、英国空軍の期待も大きかったでしょうね。

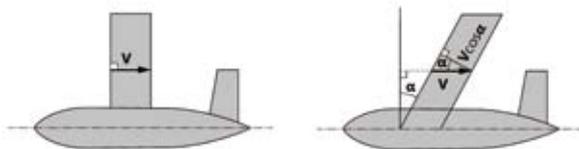
爺：本連載のVol.9で説明したように、英国はジェットエンジンのパイオニアだったので、当時、この分野の先進国だったんじゃ^{*2}。

ハ：ジェットエンジンによる飛行機新時代ですニャ。

爺：その新時代に、ジェットエンジンによる飛行速度の高速化により1950年代初頭にスタンダードとなったのが、後退翼なんじゃ。

ハ：いわれてみれば、零戦にしてもスピットファイアにしても、プロペラ機はみんな、後退翼を有しませんね。なぜ、高速機になると後退翼機になるんでしょう？

爺：いい質問じゃ。次の図を見るんじゃ。単純な直線翼では、速度Vが音速を超えると翼の前端に即、機体の操縦に影響を与える^{*3}衝撃波が発生することになる。



ハ：音の壁、サウンドバリアですね。

爺：一方、後退翼だとどうじゃ？



COMMENTS

- ※1）スピットファイアを製造したスーパーマリン社が戦後送り出した、英国初の後退翼ジェット戦闘機。1948年に初飛行したが、安定した力を発揮できるようになったのは1954年に実戦配備されるMk.5まで待つ必要があった。最高速度は1147km/hである。
- ※2）英国はホイットルが1934年と早い時期に実用的なジェットエンジンを発明するが、技術競争ではドイツに水をあけられていた。米国も当初はこの英国の技術に頼ったが、戦後はドイツ技術者を多く受け入れて、ドイツの航空技術を積極的に吸収した。
- ※3）スイフト戦闘機は超音速機ではなかったが、音速近く（亜音速）でも空気抵抗や翼面気流の剥離による新たな技術課題が生じていた。
- ※4）マッハ1級の機体で45°程度、マッハ2級の機体で60°程度の後退角度を有している。
- ※5）『世界の駄っ作機 第5巻』（岡部ださく著 大日本絵画）に詳しい説明があるので是非参照のこと。

ハ：翼の前縁に直交する値は $V\cos\alpha$ となっていますニャ。

爺： α は後退翼の角度じゃ。もし後退翼の前縁の角度が45°なら、 $V\cos45^\circ$ は0.7Vじゃ。すなわち、主翼前縁の衝撃波の発生までにはかなり余裕が生じる。

ハ：ニャるほど、逆にいえば、 $1\div0.7$ 、つまりマッハ1.4まで主翼には衝撃波が発生しないのですね^{*4}。

爺：そういうことじゃ。よって、後退翼は超音速機に必須の形態なんじゃよ。

ハ：なるほどニャア。で、この英国の後退翼機がどうしたんですか？

爺：おお、そうじゃ。このスイフト戦闘機、高速の実用戦闘機にはなったんじゃが、その飛行特性に難があったんじゃよ。

ハ：どんな問題ですか？

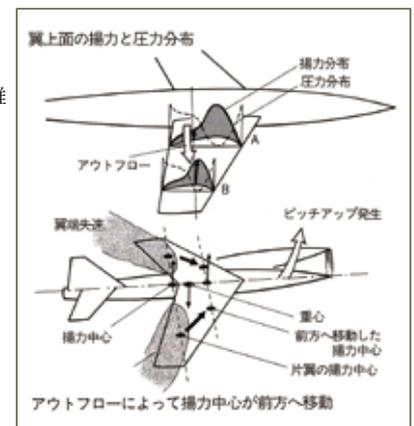
爺：機首上げ（pitch-up）するという特性じゃ。

ハ：高速で飛んでる最中に突然機首上げするなんて、でんぐり返しちゃうじゃないですか。コワ〜！

爺：そうなんじゃ。結局、量産型が実戦配備されたものの、運用制限がかかったり、機首に余分な重りを取り付けるなど、トホホな機体となってしまったんじゃよ^{*5}。

ハ：なぜ、そんなネガティブな特性が生じたんですか？

爺：これが後退翼のなせるワザだったんじゃ。わかりやすい説明図が書籍にあるので、引用させてもらおう。



翼端失速の説明図
(出典：『大図解飛行機雑学大全』坂本明著
グリーンアロー出版社)

ハ：ん〜、翼の表面において、翼の付け根側から翼端側に気流が生じてしまうということですか？

爺：うむ。後退翼では隣接する翼端側部位で揚力分布が高くなるために、そちらに向かって空気の流れが生じてしまう。これをアウトフローというのじゃ。

2. フェンス（境界層板）の役割と本件特許発明のクレーム

ハ：このアウトフローが、翼端後端で気流の剥離を発生させて、揚力を失わせるわけですニャ。

爺：そういうことじゃ。これが翼端失速という現象じゃよ。

ハ：でも、どうして翼端失速で機首上げするのですか？

爺：簡単なことじゃ。飛行機は全翼面で揚力を発生するものとして揚力中心が計算されるが、後退翼では翼端が後方に位置する。もし、翼の後ろ半分に揚力が発生しなかったらどうじゃ？

ハ：そうか、揚力中心の位置が前方に移動して機体の後ろが沈みますね。確かに機首上げ状態が生じますニャ！

爺：うむ。おまけに、この翼端失速という特性は厄介で、翼端側の主翼後端に配置されるエルロンも利かなくなるため、操縦もできなくなるんじゃ。

ハ：ひょえ～、後退翼は衝撃波を回避するための形状なのに、逆に厄介な課題が生じてしまうんですニャ^{*6}。

爺：翼端失速を防止するための「板(Fence)」なのじゃ^{*7}。

ハ：へ～、板はプレートじゃなくてフェンスなんですネ。

爺：航空用語なので、ここではフェンスを使うぞ。「郷に入っては郷に従え」じゃ。

ハ：おお、「私の好きな言葉です」^{*8}。

爺：なにを言うとする！ 本件発明のクレームを考えるぞ。

1. A longitudinally stabilized airplane having swept-back wings undergoing airstream separation upon landing and takeoff in a region lying inboard, and ahead of the wing's center of lift, comprising: a fuselage rearwardly supporting an empennage, equal-span wing portions extending laterally from opposite sides of said fuselage and bodily angling rearwardly equally and acutely therefrom; and a substantially vertical aerodynamic deflector-and-detent member disposed generally fore and aft on the surface of each swept-back wing portion in the airstream separation region that is attack-angle induced on that surface near the root thereof and ahead, and inboard, of the center of lift of each wing portion at attack angles greater than zero; whereby to prevent local virtual camber increase of said swept-back wing portion sufficiently to longitudinally stabilize the airplane.

1. 離着陸において気流の剥離を生じさせ、翼揚力中心が前方に移行する後退翼を有する長手方向に安定した飛行機であって、次を有するもの：尾部を後方に支持する胴体、前記胴体の互いに反対側側面から後方に向けて同じ急な角度で伸びる、同じスパンを有する翼部分、そして、それぞれの前記後退翼部分の表面においてそれぞれの前記翼部分の付け根部分において前後方向に、かつ、入射角の気流の境界領域において配置され、ゼロ以上の入射角において前記後退翼部分において、(気流の)部分的な実質屈折の増加を阻止し、飛行機の長手方向の安定を維持するための実質的に垂直に立ち上がる空気阻止・邪魔部材。

ハ：「実質的に垂直に立ち上がる空気阻止・邪魔部材」というのが、フェンスですニャ。あれ？ でも、「離着陸において」って書いてありますよ。

爺：フォフォフォ、気が付いてしまったか(笑)。

ハ：なんだ、この特許発明は高速飛行時の翼端失速を防止するための発明ではないんですネ。

爺：後退翼は、離着陸の際に大きな迎え角を取ると翼の付け根で剥離が起こり、このときもピッチアップが発生するのじゃ。明細書中に次の記載がある。

「(離着陸時に迎え角を増す) 主気流は、後方に流れる境界層の上面と接しながら流れると翼に沿って盛り上がり形成するのではなく、翼から分離するか、または有効な(気流の)湾曲および揚力の局所的な増加を生じ、揚力中心を前方に移動させることになる」

ハ：後退翼機では大きな迎え角を取ると、翼の付け根部分で気流剥離が生じる。つまり、部分的失速が起こることでは高速時の翼端失速と同じなんですネ。

爺：そうじゃ。一方で高速時の翼端失速にも有効じゃから、その対策にも使われたわけじゃ。先のスイフト戦闘機にもフェンスが取り付けられて飛行特性を改善しておる^{*9}。



スイフトMk.1
(出典：同前)

COMMENTS

- *6) 超音速機時代に入ると、それまでのレシプロ機では考えられなかった数々の技術課題に直面したため、米国はXシリーズの実験機群を製作し、それらを一つひとつ解決していった。
- *7) フェンスはともシンプルな解決方法であったが、英国や米国はその後、コラムで説明するようにドックツースやノッチなどといった新たな解決方法を見つけた。そのなかでも、MiG-15から始まるソ連(ロシア)の超音速機群は、このフェンスを長きにわたって採用し続けている。シンプル・イズ・ベストを信条とするロシアの技術信条に根ざすのではないだろうか。
- *8) 映画『シン・ウルトラマン』(2022年、東宝)の、メフィラス星人のセリフ。
- *9) フェンスだけでは十分ではなかったようであるが、とりあえずスイフト戦闘機はこれを取り付けて、その解決策とした。コラムで解説するように最終的にはドックツース型の主翼を再設計して、最終の解決策とした。

3. 米国ジェット戦闘機のフェンス

ハ：そういや、この特許出願はダグラス社(Douglas)のものですよね。米国のジェット機はどうだったのですか？

爺：この特許図面にある機体はダグラス社のD-558-2スカイロケット^{*10}という実験機じゃ。



D-558-2スカイロケット実験機
(出典：『McDonnell Douglas Aircraft』 Naval Institute出版)

ハ：ホントだ、特許図面にそっくりですニャ。まさに本特許発明のフェンスも取り付けられていますね。

爺：この機体は初めてマッハ2を超えた^{*11}高速実験機じゃ。先のクレームのように、このフェンスは離着陸時の後退翼に起因する機首上げ対策であった。取り付け位置が胴体側過ぎるが、結果として高速飛行時のアウトフローも抑え、ある程度翼端失速も防いじやろう。

ハ：それはラッキーでしたニャ。

爺：そして、後退翼を有する、米国初のジェット戦闘機がノースアメリカンF-86セイバー戦闘機^{*12}じゃよ。先の英国のスィフト戦闘機と同時期の機体じゃ。



F-86A セイバー戦闘機
(出典：『世界の傑作機Vol.20 F-86セイバー』 文林堂)

ハ：セイバー戦闘機は朝鮮戦争で活躍した機体でしたね。日本の航空自衛隊の初代戦闘機でもありましたニャ。あれ、ネズ爺、この写真ではフェンスが付いてないですよ。

爺：この機体は超音速を超えない亜音速機じゃ^{*13}。

ハ：でも超音速機ではないとしても、この特許発明の課題のとおり離着陸時に部分的失速が起こりますよね？

爺：フオフオフオ、いい突っ込みじゃ。この機体は離着陸時の失速対策として、自動スラットを使っておる^{*14}。

ハ：ああ、本連載のVol.38で取り上げた戦前の英国ハンドレページ社(Handley page)の技術でしたね。

爺：セイバー戦闘機にはこの点、面白い技術的変遷があるんじゃないよ。朝鮮戦争での教訓からセイバー戦闘機は翼面積を増やすのじゃが^{*15}、自動スラットをいったん廃止して代わりにフェンスを取り付けるのじゃ。



F-86F-30 セイバー戦闘機
(出典：同前)

ハ：ホントだ！ この機体には付いています！

爺：しかしその後、またまた改良されて、自動スラットが復活するんじゃないよ。航空自衛隊に導入されたのは、この自動スラットが復活した最後期タイプ^{*16}なんじゃ。

ハ：この時代の技術の試行錯誤が見えて面白いですニャア。

ドックツース(Dogtooth)とノッチ(Notch)

フェンス以外に、翼端失速を防止する主翼形状としてドックツースが知られている。翼端側の外翼前縁を前方に張り出し、内翼前縁との間に段差を形成する形状である。外翼の揚力分布が前方に移動するので、主翼表面を流れる気流のアウトフローを防止することができる。本文で説明したように、スィフト戦闘機は、まずはフェンスを用いてこれを防いだが、その後、Mk.5の主翼をドックツース形状に再設計している。このドックツースは、その後、ハンター戦闘機やハリヤー戦闘機にも採用され、英国戦闘機の特徴となるとともに、米国のF-8戦闘機やF-4戦闘機にも採用された。



BACライトニングのノッチ
(出典：『Aeroguide 8・Lightning Linewrights』)

英国は、さらに新たな翼端失速防止の技術を発明する。それが、主翼前端に形成されるノッチ(切り欠き)である。このノッチにより翼の上面に気流の壁をつくることができ、アウトフローを阻止して翼端失速を防止することができる。この技術は、60°という極めて大きな後退翼角度を有するBACライトニング戦闘機に採用されている。発明好きな英国人らしいユニークな技術である。

スィフトMk.5のドックツース
(出典：『Supermarine Swift Warpaint Book』)



中川 裕幸

中川国際特許事務所
所長・弁理士

Hiroyuki Nakagawa : Head
Patent Attorney at
Nakagawa International
Patent Office

〒110-0014

東京都中央区日本橋蛸殻町
1-36-7 蛸殻町千葉ビル6F

COMMENTS

- ※10) 1948年に開発されたロケットエンジンとジェットエンジンを混載した実験機。米国はこの機体により、後退翼機の開発における基礎的な技術蓄積を行うことができた。
- ※11) 1953年11月に達成した。X-1による、1947年10月の初めての超音速飛行からほぼ6年後のことであった。
- ※12) P-51ムスタング戦闘機を製造したノースアメリカン社の傑作ジェット機である。1947年に初飛行した。
- ※13) スィフト戦闘機と同様、マッハ1に迫る亜音速機であったが(1015km/h)、超音速機ではなかった。
- ※14) ドイツは、すでに世界初のジェット戦闘機Me262(浅い後退角を有する)で使用しており、空力研究も他国の一步先を進んでいた。
- ※15) F型の翼面積増積タイプ(いわゆる6-3ウイング)がF-30型であり、自動スラットの代わりにフェンスを取り付けた。
- ※16) その後、F-40型から再びフェンスのない自動スラットを復活させた。離着陸時の部分失速対策には自動スラットのほうが有効だったのだろう。