

Deutsches Patent- und Markenamt

München, den 10.3.2010
Telefon: (089) 2195-2895

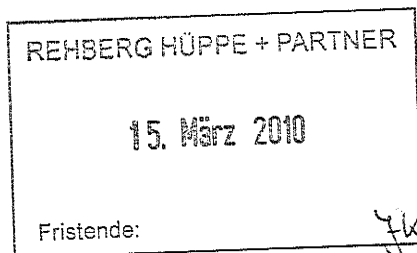
Deutsches Patent- und Markenamt · 80297 München

Aktenzeichen: 10 2006 049 616.7-51

Anmelder-Nr. 9217681
Deutsches Zentrum für Luft-
und Raumfahrt e.V.

Ihr Zeichen 17710/co6

REHBERG HÜPPE + PARTNER
Patentanwälte
Nikolausberger Weg 62
37073 Göttingen



**Aktenzeichen und Anmelder/Inhaber bei allen
Eingaben bitte angeben; bei Zahlungen bitte
auch den Verwendungszweck angeben!**

Erteilungsbeschluss

Auf die Patentanmeldung

10 2006 049 616.7-51

des/der Herrn/ Frau/ Firma

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 51147 Köln, DE;

wird ein vom 21.10.2006 an laufendes Patent unter der Bezeichnung

**Anordnung eines Aerodynamischen Bauteils mit einer geschlitzten Hinter- oder
Seitenkante in einer Strömung**


mit den Unterlagen gemäß beigefügter Ablichtung des Vordrucks P2480 (Seite 2), die
Bestandteil dieses Beschlusses ist, erteilt.

Das Patent führt die Nummer **10 2006 049 616**

Die unter 6.4. des Vordrucks P2480 angegebenen Teile der Unterlagen sind als
Beschlussbestandteil in Ablichtung beigefügt.

Auf die umseitig abgedruckte Rechtsmittelbelehrung wird hingewiesen.

Prüfungsstelle für Klasse F15D


Dipl.-Phys. Langer

Empfangsbekanntnis

Bitte Hinweise auf der Rückseite beachten!

**Dokumentenannahme
und Nachbriefkasten
nur
Zweibrückenstraße 12**

Hauptgebäude:
Zweibrückenstraße 12

Hausadresse (für Fracht):
Deutsches Patent- und Markenamt
Zweibrückenstraße 12
80331 München

Telefon: (089) 2195-0
Telefax: (089) 2195-2221
Internet: <http://www.dpma.de>

Zahlungsempfänger:
Bundeskasse Weiden
BBk München
Kto.Nr.: 700 010 54
BLZ: 700 000 00
BIC (SWIFT-Code): MARKDEF1700
IBAN: DE84 7000 0000 0070 0010 54

S-Bahnanschluss im
Münchner Verkehrs- u.
Tarifverbund (MVV): →

Zweibrückenstr. 12 (Hauptgebäude):
S1 – S8 Haltestelle Isartor

Schwere-Reiter-Straße 37
Cincinnatistraße 64

6. Publikationsunterlagen für die Patentschrift

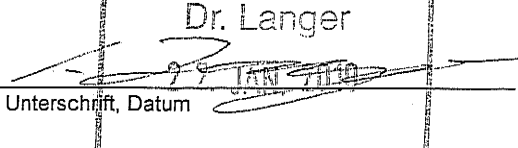
	6.1.	6.2.	6.3.	6.4.	
Beschreibung mit Bezeichnung (Druckausgaben sind nicht zu verwenden)	geltende Seite	Eingangsdatum	Änderungen gemäß	redaktionelle Änderungen sind vorgenommen in Seite	
	1 bis 5, 5a, 5b	09. 01. 08	()	2, 3, 4, 5, 5b	
	6 bis 8	20. 10. 06	()	7	
			()		
			()		
			()		
			()		
			()		
			()		
			()		
Patentansprüche (bei einzigem Anspruch: "1" eintragen!) (Druckausgaben sind nicht zu verwenden)	geltende Nummer	Eingangsdatum	Änderungen gemäß	redaktionelle Änderungen sind vorgenommen in Nummer	
	1 bis 6	09. 01. 08	()		
			()		
			()		
			()		
			()		
Zeichnungen (bei einziger Figur: "1" eintragen!)	geltende Fig.-Nummer	Eingangsdatum	Änderungen gemäß	redaktion. Änderungen sind vorgenommen in Figur-Nr.	Hinweise auf die Art der redakt. Änderungen
	1 bis 6	21. 12. 06	()		
			()		
			()		
			()		
			()		

- (1) Bescheid / Anlage zum Bescheid vom _____
- (2) Eingabe vom _____
- (3) Vereinbarungen in der Anhörung vom _____
- (4) _____
- (5) _____ sind berücksichtigt.

6.5. Eine Zusammenfassung, ggf. mit Zeichnung, ist zu drucken, falls eine OS nicht veröffentlicht wird oder die OS ohne Zusammenfassung veröffentlicht worden ist.

6.6. Die geänderte Zusammenfassung, eingegangen am _____ wird ggf. mit Zeichnung gedruckt.

Prüfungsstelle für Klasse F15D

Dr. Langer

 Unterschrift, Datum

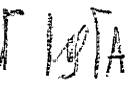
7. Hinweis: Bei den nachgereichten Unterlagen, eingegangen am _____ handelt es sich um die OCR-wandelbare Fassung der unter 6. verfüzten Unterlagen (Beschreibung Seite/n _____, Ansprüche - Nr. _____).

8. An Bundesdruckerei, bitte Handsatz _____
 Unterschrift BSB, Datum

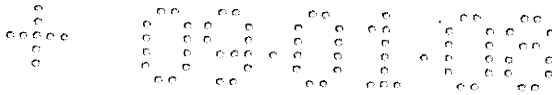
STAND DER TECHNIK

Der von turbulent überströmten Hinterkanten aerodynamisch erzeugte Schall stellt einen ganz wesentlichen Anteil der Schallabstrahlung von umströmten aerodynamischen Bauteilen dar. Diese Hinterkantengeräusche produzieren dominante Lärmanteile etwa bei
5 Hochauftriebsklappen an Flugzeugtragflügeln, Lüfterblättern, Windkraftanlagen usw. Die physikalischen Zusammenhänge bei der Entstehung von Hinterkantengeräuschen sind erstmals von Ffowcs-Williams, J. E.; Hall, L. H.: "Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane", J. Fluid Mech. (1970); vol. 40, part 4, S. 657-670 theoretisch
10 beschrieben worden. Die Intensität des an der Hinterkante entstehenden Schalls ist danach einerseits abhängig von der Intensität der turbulenten Geschwindigkeitsschwankung in der unmittelbaren Nähe der Hinterkante. Andererseits bestimmt auch die Ausgestaltung der Hinterkante selbst den Grad der Umsetzung von turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen in Schall.

In der EP 1 314 642 B1 ist offenbart, dass durch eine an der Hinterkante angebrachte
15 Bürstenreihe eine erhebliche Lärminderung erreicht werden kann, wenn die einzelnen Borsten der Bürstenreihe entlang der Hauptströmung ausgerichtet sind und nach stromab von der Hinterkante weisen. Detaillierte Parameterstudien hierzu sind von Herr, M., and Dobrzynski, W.: "Experimental Investigations in Low-Noise Trailing-Edge Design", AIAA-Journal, 43, 6, (2005), S. 1167-1175, Juni 2005 durchgeführt worden. Insbesondere haben auch nicht flexible Borsten
20 einen Minderungserfolg erbracht. Die Hauptwirkung der Borsten wird in einer graduellen Dämpfung der turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen in Strömungsrichtung vermutet. Eine ähnliche Lärminderung ist auch mit Bauteilen, die zumindest teilweise aus porösen Materialien ausgeführt worden, wie etwa an der Landeklappenseitenkante oder der turbulent angeströmten Klappenvorderkante erreicht worden.

25 Bedingte Erfolge wurden auch mit gezackten Hinterkanten, wie sie aus der US 5|088|665  bekannt sind, erzielt.

Eine Anordnung eines aerodynamischen Bauteils in einer Strömung mit den Merkmalen des Oberbegriffs des Patentanspruchs 1 ist aus der EP 1 112 928 A2 bekannt. Hier ist die Hinterkante gegenüber dem in Strömungsrichtung davor liegenden Profil des Bauteils zur
30 Unterdruckseite hin abgewinkelt oder verdickt. Im Bereich der Verdickung sind von der Unterdruckseite her Schlitze eingebracht. Die Länge der Schlitze soll etwa 3 % bis 5 % der



Profiltiefe des aerodynamischen Bauteils nicht übersteigen. Der Anteil der Schlitztiefe in Bezug auf die Höhe der Hinterkante soll der Wirbelbildung entsprechend abgepasst werden und ein Maß von etwa 8 % der Profiltiefe nicht übersteigen. Die Schlitze sind längs der Profilkante in vergleichsweise großen Abständen vorgesehen und ihrerseits auch vergleichsweise breit. Zur Reduzierung von turbulenzbedingten Kantengeräuschen ist diese Anordnung allerdings weder vorgesehen noch geeignet. Aus der EP 1 112 928 A2 sind auch aerodynamische Bauteile bekannt, bei denen im Bereich der verdickten Hinterkante makroskopische Schlitze vorgesehen sind, die in Querrichtung überströmt werden.

Aus der DE 1 169 303 B ist eine Quertriebsfläche, insbesondere Auftriebsfläche für Luftfahrzeuge, mit Schlitzen bekannt. Bei den Schlitzen handelt es sich um solche, die z. B. bei Anordnung von Vorflügeln oder Klappen gebildet werden und die sich in Spannweitenrichtung erstrecken. Es handelt sich damit um makroskopische Schlitze, die quer zur Überströmung der Quertriebsfläche ausgerichtet sind. Die Schlitzweite der Schlitze nimmt von der Druckseite der Quertriebsfläche auf deren Saugseite hin ab. Die und auf der Druckseite liegenden Einströmöffnungen der Schlitze sind wenigstens über einen Teil ihrer in Spannweitenrichtung verlaufenden Erstreckung durch eine perforierte Fläche abgedeckt, deren Öffnungen einen Querschnitt freigeben, der flächenmäßig größer als der Querschnitt der zugehörigen Ausströmöffnung der Schlitze ist.

Aus der DE 434 540 C ist ein Flugzeugtragflügel mit senkrecht zu den hinteren und seitlichen Rändern angeordneten Schlitzen bekannt. Die von festem Material gebildeten Schlitze weisen einen sich verjüngenden Querschnitt auf und verlaufen am hinteren Rande des Flugzeugtragflügels von der Mitte unten nach den seitlichen Flügelenden hin oben parallel zur Flugrichtung und an den seitlichen Flügelenden von hinten unten nach vorn oben senkrecht zur Flugrichtung. Von einer turbulenten Überströmung der derart mit makroskopischen Schlitzen versehenen Hinterkante eines Flugzeugtragflügels ist keine Rede.

Aus der DE 420 325 C ist eine Vorrichtung zur Dämpfung von Randwirbeln an Flugzeug-Tragflächen und dgl. bekannt, bei der im hinteren Teil der Tragflächen in beliebiger Anzahl und Größe in der Bewegungsrichtung sich erstreckende Schlitze vorgesehen sind, von denen ein jeder sich von vorn nach hinten erweitert. Die in den Abbildungen dieses Dokuments gezeigten Schlitze weisen makroskopische Abmessungen auf.



Auf der DE 248 599 C ist eine Tragfläche mit selbsttätigen Stabilisierungseinzeltragflächen für Flugzeuge und dgl. bekannt, bei der der hintere Teil der Tragfläche in mehrere kleinere schwingbare Einzeltragflächen geteilt ist. Die Einzeltragflächen sind durch sich nach hinten erweiternde Schlitze voneinander getrennt und an den nach innen liegenden Kanten einige der Einzeltragflächen mit senkrechten Querwänden versehen. Der von unten gegen die Tragfläche ständig auftretende Luftdruck presst die Luft durch die Schlitze nach oben, wodurch die schädliche Wirkung der an den Tragrippen und anderen Widerständen auftretenden Luftwirbel aufgehoben werden soll. Windstöße auf die Tragfläche sollen dadurch abgeschwächt werden, dass die Einzeltragflächen mit den senkrechten Querwänden von einem Seitenwindstoß am wirkungsvollsten getroffen und dem jeweiligen Winddruck entsprechend heruntergebogen werden, wodurch die Luft durch die mehr oder weniger erweiterten Schlitze zwischen den Einzeltragflächen nach unten strömt. /A

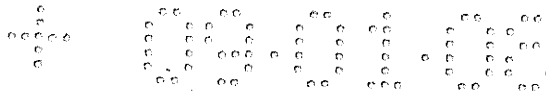
Aus der US 2003/0201367 A1 ist ein Tragflügel bekannt, der in Spannweitenrichtung verlaufende Schlitze in seiner Überdruckseite ausbildenden Hauptseite aufweist. Durch die Schlitze soll Luft geführt werden, um Turbulenzen zu verhindern.

Aus der US 2.163.655 sind Schlitze in einem Tragflügel eines Flugzeugs bekannt, die sich quer zu der Überströmung des Tragflügels erstrecken und eine von der Druckseite auf die Überdruckseite des Tragflügels abnehmende Weite aufweisen. WTA

Aus der WO 03/089295 A2 ist es bekannt, die Außenhaut eines aerodynamischen Bauteils mit Schlitzen einer Länge von 100 bis 300 µm und einer Breite von 50 bis 250 µm zu versehen, wobei diese Schlitze in der Überströmungsrichtung des Bauteils ausgerichtet sein können. Über die Schlitze wird mittels eines Unterdruckgenerators Luft aus der Grenzschicht einer Oberfläche des aerodynamischen Bauteils eingesaugt. Die Tiefe der Schlitze erstreckt sich nur über die äußerste Außenhaut des aerodynamischen Bauteils. Ts

AUFGABE DER ERFINDUNG

Der Erfindung liegt die Aufgabe zugrunde, eine Anordnung eines aerodynamischen Bauteils in einer Strömung mit den Merkmalen des Oberbegriffs des Patentanspruchs 1 aufzuzeigen, bei der die Schallabstrahlung von der turbulent überströmten Kante deutlich reduziert ist, ohne dass es notwendig ist, die Kante für das Anbringen von Bürsten dicker als aerodynamisch gewünscht



auszubilden und Bürsten an der Kante anzubringen bzw. nach ihrem Verschleiß zu ersetzen, wobei eine Bauteilintegration in ein adaptives System keine Nachteile gegenüber einer herkömmlichen Ausführung aufweist und aerodynamische Nachteile beim Einsatz an Auftriebsflächen minimal bleiben.

5

LÖSUNG

Erfindungsgemäß wird die Aufgabe durch eine Anordnung eines aerodynamischen Bauteils in einer Strömung mit den Merkmalen des Patentanspruchs 1 gelöst. Bevorzugte Ausführungsbeispiele der neuen Anordnung sind in den abhängigen Patentansprüchen 2 bis 6 definiert.

10

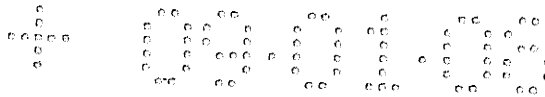
BESCHREIBUNG DER ERFINDUNG

Bei der neuen Anordnung eines aerodynamischen Bauteils in einer Strömung verlaufen die Schlitze im Bereich der turbulent überströmten Kante des aerodynamischen Bauteils durchgängig von der einen Hauptfläche bis an die andere Hauptfläche des Bauteils. Die Schlitze können im Gegensatz zu Bürsten neben Hinterkanten auch problemlos an anderen turbulent angeströmten Kanten, d. h. Vorderkanten und seitlich umströmten Kanten (so genannten Seitenkanten) von aerodynamischen Bauteilen vorgesehen werden. Die Anwendung der Schlitze ist auch nicht nur auf flächenartig auslaufende Kanten mit geringem Zuspitzungswinkel beschränkt, sondern weitgehend beliebig. Im Gegensatz zu angebrachten Bürsten sind die Schlitze in dem neuen aerodynamischen Bauteil überdies verschleißfrei und wartungsarm. Es ist allenfalls dafür zu sorgen, dass sich die Schlitze nicht durch Verunreinigungen zusetzen.

25

Auswirkungen auf die aerodynamischen Leistungen des aerodynamischen Bauteils aufgrund der Schlitze sind nicht zu erwarten, anders als dies aus Orthmann, J.; Wild, J.: "Auswirkung auf die Aerodynamik durch akustische Maßnahmen an den Tragflächen"; Vortrag DAGA 2006, TU Braunschweig, im Tagungsband der DAGA 2006 für die aerodynamischen Leistungen eines mit Bürsten versehenen Vorflügels bekannt ist. Im Gegensatz zu Bürsten mit Borsten oder Nadeln von kreisrundem Querschnitt verbleiben zwischen den Schlitz Stege mit rechteckigem Querschnitt, deren Kanten eine wohl definierte Oberflächenstromrichtung erzwingen und damit die Freiheitsgrade der unerwünschten turbulenten Strömungsschwankungen einschränken.

30

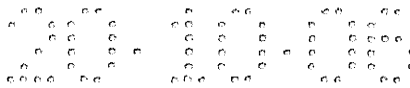


Schlitzweite der Schlitze kann konkret zwischen 0,05 mm und 0,5 mm betragen. Sie sollte dabei viel kleiner sein als eine in Kantenrichtung gebildete Korrelationslänge der die Kante überströmenden Turbulenz.

Die Schlitze sind in der Überströmungsrichtung der Kante parallel zueinander ausgerichtet. Ein Schlitzabstand der Schlitze untereinander ist nicht größer als das 10-fache, bevorzugt nicht größer als das 5-fache der Schlitzbreite der einzelnen Schlitze. Dabei müssen weder die Schlitzweiten aller Schlitze noch ihre Abstände konstant sein. Sie können vielmehr an die örtlichen Besonderheiten insbesondere einer längeren Kante angepasst sein. 15

Von den Schlitzen definierte Schlitzebenen können, müssen aber nicht senkrecht zu den Hauptflächen des Bauteils verlaufen, die an der jeweiligen Kante zusammenstoßen. Ein Winkel zwischen den Schlitzebenen und den kantenbildenden Hauptflächen sollte jedoch mindestens 45° betragen. Eine schräge Anstellung der Schlitzebenen gegenüber den kantenbildenden Hauptflächen ist z. B. dann sinnvoll, wenn hierdurch eine bessere Anpassung an der Richtung der turbulenten Überströmung der Kante erzielt wird.

Die Schlitzlänge liegt in einem Bereich von 1 bis 10 cm. In jedem Fall sollte die Schlitzlänge der Schlitze größer sein als, vorzugsweise mehr als doppelt so groß sein wie die Korrelationslänge der Turbulenz entlang der Richtung der Schlitze in den kantenbildenden Hauptflächen des Bauteils.



FIGURENBESCHREIBUNG

Die in den Fig. 1 und 2 gezeigte Hinterkante 1 eines aerodynamischen Bauteils 2 ist mit Schlitten 3 versehen, die in Richtung einer turbulenten Umströmung U der Hinterkante 1 verlaufen. Dabei wird eine Schlitzebene der Schlitze 3 beschrieben durch einen Richtungsvektor e_a der Kantenzu- oder -abströmung und e_n , einen über 90° um e_a gedrehten Richtungsvektor e_k , der entlang der Hinterkante 1 verläuft. Dabei ist auch eine Verkippung der so definierten Schnittebene E der Schlitze 3 um e_a von bis zu $\pm 45^\circ$ zulässig, so dass sich der die Schlitzebene definierende Richtungsvektor e_n durch eine 45 bis 135° Drehung ^{li} von e_k um e_a ergäbe. Eine Schlitzweite s der Schlitze ist viel kleiner als die Korrelationslänge der die Hinterkante 1 überströmenden Turbulenz in Kantenrichtung e_k . Für typische Anwendungen liegt sie zwischen $0,05$ und $0,5$ mm. Ein Schlitzabstand a zwischen den einzelnen Schlitten, der die Breite der zwischen den Schlitten 3 stehen bleibenden Stege bestimmt, ist möglichst gering zu wählen, d. h. so gering wie bautechnisch machbar. Zumindest sollte er nicht wesentlich größer als 5 - bis 10 -mal so groß wie die Schlitzweite s sein. Eine Schlitzlänge l sollte deutlich größer als eine Korrelationslänge der die Hinterkante 1 überströmenden Turbulenz in der Strömungsrichtung U sein. Diese Lauflänge entlang der Schlitze 3 wird benötigt, um die turbulenten Fluktuationen graduell abzubauen. Das vordere Ende der Schlitze kann, wie in Fig. 1 und Fig. 2 dargestellt ist, senkrecht zu einer der kantenbildenden Hauptflächen 4, 5 des aerodynamischen Bauteils verlaufen, bei der es sich hier um eine Unterdruckseite 14 handelt. Wie die Fig. 3 und 4 andeuten, kann hier aber auch ein anderer Verlauf vorgesehen sein. So kann jeder Schlitz 3 nach vorne an beiden kantenbildenden Hauptflächen 4 und 5 des aerodynamischen Bauteils 2 spitz auslaufen. Die Schlitze 3 müssen auch nicht bis an die äußerste Hinterkante 1 reichen. Sie können vielmehr vor dieser äußersten Hinterkante 1 enden, wie dies in Fig. 5 skizziert ist, um den Einfluss der Schlitze 3 auf die Stabilität der Hinterkante 1 zu begrenzen.

Fig. 6 skizziert die erfindungsgemäßen Schlitze 3 an einer Seitenkante 6 eines aerodynamischen Bauteils 2. Die Schlitze 3 verlaufen hier nicht senkrecht zu der Seitenkante 6 sondern derart zu der Seitenkante 6 angestellt, wie es der turbulenten Überströmung U der Seitenkante 6 entspricht. Bei Bedarf, d. h. bei auftretender Schallerzeugung aufgrund turbulenter Überströmung könnten die Schlitze 3 auch in der Vorderkante 7 des aerodynamischen Bauteils 2 vorgesehen werden.

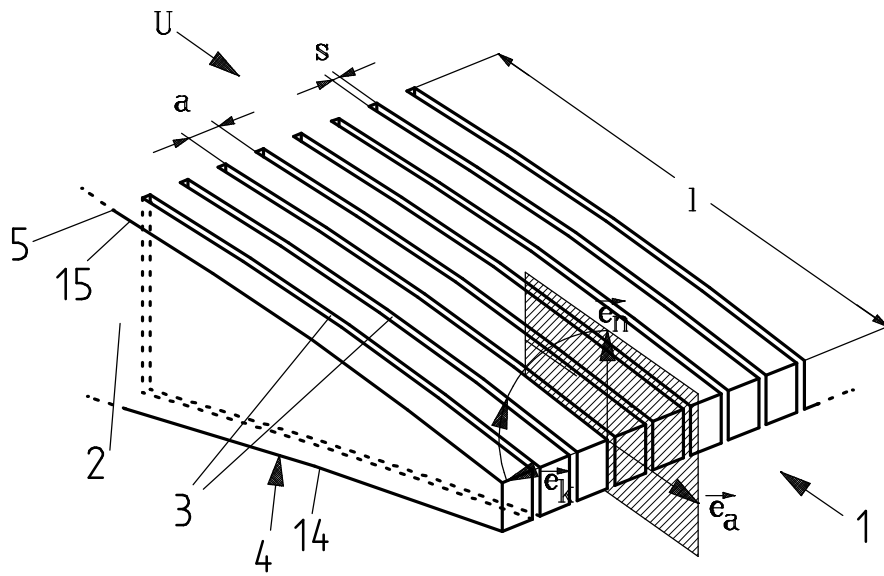


Fig. 1

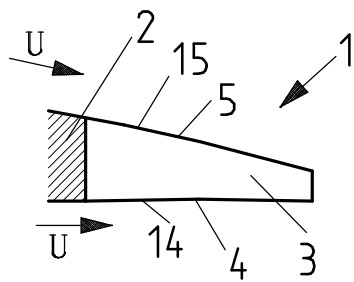


Fig. 2

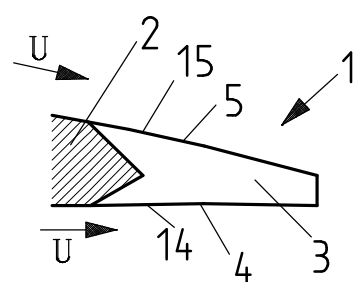


Fig. 3

