

(19)



(11)

EP 2 455 704 A2

(12)

EUROPÄISCHE PATENTANMELDUNG

(43) Veröffentlichungstag:
23.05.2012 Patentblatt 2012/21

(51) Int Cl.:
F42B 15/34^(2006.01) F42B 10/46^(2006.01)

(21) Anmeldenummer: **11008941.4**

(22) Anmeldetag: **10.11.2011**

(84) Benannte Vertragsstaaten:
**AL AT BE BG CH CY CZ DE DK EE ES FI FR GB
GR HR HU IE IS IT LI LT LU LV MC MK MT NL NO
PL PT RO RS SE SI SK SM TR**
Benannte Erstreckungsstaaten:
BA ME

(30) Priorität: **17.11.2010 DE 102010051752**

(71) Anmelder: **Diehl BGT Defence GmbH & Co.KG
88662 Überlingen (DE)**

(72) Erfinder:
• **Fisch, Peter Gerd
88662 Überlingen (DE)**
• **Elsner, Gerd
88690 Oberuhldingen (DE)**
• **Hezel, Rainer
78234 Engen (DE)**

(74) Vertreter: **Diehl Patentabteilung
c/o Diehl Stiftung & Co. KG
Stephanstrasse 49
90478 Nürnberg (DE)**

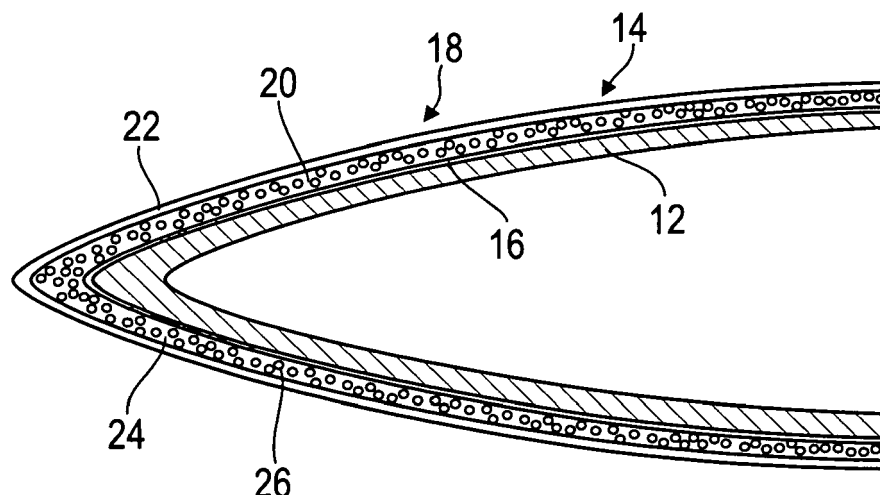
(54) **Flugkörper mit einer Aussenhülle und einer darauf aufgetragenen Ablationsschicht**

(57) Die Erfindung geht aus von einem Flugkörper (2) mit einer Außenhülle (12) und einer darauf aufgetragenen Außenbeschichtung in Form einer Ablationsschicht (18), die ein zur zumindest teilweisen Zersetzung während eines Flugs vorgesehenes Matrixmaterial (24)

enthält.

Um den Flugkörper auch nach einem Flug mit einer Geschwindigkeit oberhalb 1000 m/s zuverlässig einsatzbereit zu halten, wird vorgeschlagen, dass im Matrixmaterial (24) Glashohlkörper (26) eingebettet sind.

Fig. 2



EP 2 455 704 A2

Beschreibung

[0001] Die Erfindung betrifft einen Flugkörper mit einer Außenhülle und einer darauf aufgetragenen Außenbeschichtung in Form einer Ablationsschicht, die ein zur zumindest teilweisen Zersetzung während eines Flugs vorgesehenes Matrixmaterial enthält.

[0002] Zur Bekämpfung von Luftzielen werden schnelle Flugkörper benötigt, die aufgrund ihrer hohen Geschwindigkeit eine Manöverüberlegenheit gegenüber ihrem Ziel haben. Fluggeschwindigkeiten über 1000 m/s sind hierbei wünschenswert.

[0003] Es ist eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung, einen Flugkörper anzugeben, der auch nach einem Flug mit einer Geschwindigkeit oberhalb 1000 m/s zuverlässig einsatzbereit ist.

[0004] Diese Aufgabe wird durch einen Flugkörper der eingangsgenannten Art gelöst, bei dem erfindungsgemäß im Matrixmaterial Glashohlkörper eingebettet sind.

[0005] Die Erfindung geht von der Überlegung aus, dass bei einem Flug in der Atmosphäre mit hoher Geschwindigkeit Reibungswärme entsteht, durch die sich der Flugkörper, insbesondere an seiner Spitze und an seinem Leitwerk, erwärmt. Dieses Phänomen ist aus der Raumfahrt bekannt, bei der beispielsweise Raumgleiter mit einem Hitzeschild ausgestattet werden. Die thermische Isolationswirkung eines solchen Hitzeschildes wird hauptsächlich durch eine durch Pyrolyse entstehende kühlende Grenzschicht zwischen dem Flugkörper und der vorbei fliegenden Luft der Atmosphäre erreicht. Das Material des Hitzeschildes vergast und bildet somit rund um den Hitzeschild eine Gasschicht, die als kühlende Grenzschicht dient.

[0006] Ein solcher Hitzeschild wird üblicherweise als plattenförmiges Material auf den Flugkörper aufgelegt und mit diesem verbunden. In Bezug auf Flugkörper in Form von Abwehrraketen hat dieses Vorgehen den Nachteil, dass das Aufbringen aufwendig und somit teuer ist und das Hitzeschild eine verhältnismäßig große Dicke hat, um als Schicht aufgelegt werden zu können.

[0007] Im Unterschied zu Luftfahrzeugen der Raumfahrt dauert die Hochgeschwindigkeitsphase eines als unbemannten Lenkflugkörper, insbesondere als Luftabwehrrakete, ausgeführten Flugkörpers nur wenige Sekunden. Die Hitzeeinwirkung ist somit geringer als beispielsweise bei einem Raumgleiter. Allerdings ist die Außenhülle dünner und empfindliche Elektronikkomponenten liegen näher an der Außenhülle als bei einem Raumgleiter. Eine kritische Temperatur liegt daher tiefer als bei einem Raumgleiter. Die Anforderungen an ein Hitzeschild mit einer Ablationsschicht auf einem unbemannten Lenkflugkörper sind daher insofern anders, als dass sie nur kurzzeitig gegen eine verhältnismäßig geringe Hitzeeinwirkung sorgen muss, die thermische Abschirmung innerhalb dieser Zeit jedoch so gut sein muss, dass die Temperatur der darunter liegenden Außenhülle nur geringfügig ansteigt, beispielsweise um weniger als 50 K, insbesondere weniger als 30 K.

[0008] Durch das Vorhandensein von Glashohlkörpern im Matrixmaterial der Ablationsschicht kann eine hohe thermische Isolierung auch bei einer sehr dünnen Ablationsschicht, beispielsweise in Form einer Lack-schicht, erreicht werden, sodass der Flugkörper mit einer sehr dünnen Ablationsschicht versehen werden kann, die dennoch eine ausreichende thermische Isolierung erreicht. Die Dicke der Ablationsschicht liegt zweckmäßigerweise unterhalb von 1 mm, vorzugsweise unterhalb von 0,7 mm, insbesondere unterhalb von 0,5 mm. Hierdurch kann das Gewicht des Flugkörpers gering und dessen Reichweite hoch gehalten werden.

[0009] Der Flugkörper ist zweckmäßigerweise ein unbemannter Lenkflugkörper, insbesondere mit einem Raketenantrieb, beispielsweise eine zur Zerstörung von Zielen vorgesehene Rakete mit einem die Zerstörung bewirkenden Wirksatz. Eine solche Rakete kann eine Boden-Luft-Rakete oder Luft-Luft-Rakete sein, also eine Rakete zur Bekämpfung von Luftzielen. Die Außenhülle des Flugkörpers kann eine Hülle aus Metall sein, die die Innenkomponenten des Flugkörpers schützt.

[0010] Eine Ablationsschicht zeichnet sich dadurch aus, dass sie bei einer Fluggeschwindigkeit, zu der der Flugkörper im regulären Betrieb vorgesehen ist, thermisch zersetzt wird. Unter einer thermischen Zersetzung kann im Folgenden verstanden werden, dass Material der Ablationsschicht bei einer Temperaturerhöhung zumindest teilweise aus einem festen in einen gasförmigen Zustand übergeht. Zweckmäßigerweise verliert die Ablationsschicht bei einer thermischen Zersetzung mindestens 1 % ihres Gewichts pro Minute, insbesondere pro Sekunde, wobei Material aus dem festen Zustand in den gasförmigen Zustand übergeht. Die oben angegebene Materialmenge bezieht sich vorteilhafterweise nur auf das Matrixmaterial der Ablationsschicht. Als Außenbeschichtung wird eine solche Beschichtung verstanden, die nach radial außerhalb weist. Eine Innenraumbeschichtung, die zu einem Innenraum weist, ist keine Außenbeschichtung in diesem Sinne.

[0011] Die Glashohlkörper sind zweckmäßigerweise Glashohlkugeln. Diese sind zumindest im Wesentlichen kugelförmige Glaskörper, die in ihrem Inneren einen Hohlraum bilden. Die Kugelförmigkeit wird erreicht, wenn der kleinste Außendurchmesser in irgendeiner Richtung nicht weniger als 50 %, insbesondere 80 %, des größten Außendurchmessers der Glashohlkugel in eine andere Richtung beträgt. Der Hohlraum ist zweckmäßigerweise mit Gas gefüllt, vorzugsweise zu mindestens zu 90 %, insbesondere vollständig.

[0012] In einer vorteilhaften Ausführungsform der Erfindung weisen zumindest 80 % der im Matrixmaterial enthaltenen Glashohlkörper einen Außendurchmesser von $12 \mu\text{m} \pm 5 \mu\text{m}$ auf. Hierdurch kann eine gute thermische Isolierung auch bei einer dünnen Ablationsschicht von unterhalb von 1 mm Dicke erreicht werden. Als Außendurchmesser kann hierbei ein mittlerer Außendurchmesser des Glashohlkörpers, z.B. einer nicht ganz kugelförmigen Glashohlkugel, angesehen werden.

[0013] Eine weitere vorteilhafte Ausführungsform der Erfindung sieht vor, dass die Glashohlkörper zumindest 20 % des Schichtvolumens der Ablationsschicht ausmachen. Hierdurch kann eine gute thermische Isolationswirkung der Ablationsschicht erreicht werden. Bei einem Volumenanteil der Glashohlkörper bis 65 % kann die Ablationsschicht noch so mechanisch stabil bleiben, dass sie auch bei vertretbaren Schlägen nicht teilweise abplatzt.

[0014] Die Erfindung ist außerdem gerichtet auf ein Verfahren zur Herstellung eines Flugkörpers mit einer Außenhülle, bei dem eine Außenbeschichtung in Form einer Ablationsschicht auf die Außenhülle aufgebracht wird, die ein zur zumindest teilweisen Zersetzung während eines Flugs vorgesehenes Matrixmaterial enthält. Es wird vorgeschlagen, dass in das Matrixmaterial erfindungsgemäß Glashohlkugeln eingebettet sind.

[0015] Eine dünne Ablationsschicht lässt sich besonders leicht in Form eines Anstrichs aufbringen, der beispielsweise mit einem Pinsel aufgetragen oder durch eine Düse auf die Außenhülle aufgesprüht wird. Allgemein gesprochen ist es vorteilhaft, wenn die Ablationsschicht als flüssiges Material auf die Außenhülle aufgebracht wird. Unter einem flüssigen Material wird insoweit auch ein zähflüssiges Material verstanden, dass durch Aufspritzen oder Verstreichen als eine Schicht auf die Außenhülle aufbringbar ist. Zweckmäßigerweise ist das zunächst flüssige Material derart, dass es nach dem Aufbringen auf die Außenhülle aushärtbar ist und insbesondere selbstständig aushärtet. Das Aushärten kann durch ein Trocknen, ein Vulkanisieren, durch eine chemische Reaktion zweier unterschiedlicher Komponenten oder auf anderem Wege erfolgen.

[0016] Ein Matrixmaterial ist ein Material, in das die Glashohlkörper so einbettbar sind, dass sie vom Matrixmaterial fest an ihrer Position im Matrixmaterial gehalten werden. Besonders vorteilhaft ist das Matrixmaterial ein Lack.

[0017] Zweckmäßigerweise ist das Matrixmaterial ein selbst aushärtendes Material. Das Aushärten kann durch das Ausdunsten eines Verdünners, durch Vulkanisation oder als chemische Reaktion, z.B. in einem Mehrkomponentensystem, geschehen.

[0018] Besonders vorteilhaft enthält das Matrixmaterial einen Epoxydharz, wodurch ein einfaches Auftragen und ein selbstständiges Aushärten erreicht werden kann. Ein Epoxydharz kann aus Polymeren bestehen, die unter Zugabe eines geeigneten Härters aus einem flüssigen Zustand in einen festen Zustand aushärten und einen duroplastischen Kunststoff bilden.

[0019] Weiter vorteilhaft enthält das Matrixmaterial ein Polyesterharz, mit dem ebenfalls ein einfaches Auftragen und ein selbstständiges Aushärten erreichbar ist.

[0020] Weiter möglich und vorteilhaft ist es, wenn das Matrixmaterial ein Elastomer enthält. Besonders geeignet ist ein terpolymere Elastomer, wie beispielsweise EPDM (Ethylen-Propylen-Dien-Kautschuk).

[0021] Eine ebenfalls geeignete Ablationsschicht kann

dadurch erreicht werden, dass das Matrixmaterial einen thermoplastischen Kunststoff enthält, wobei PEEK (Polyetheretherketon) durch seine Härte und Beständigkeit besonders geeignet ist.

5 **[0022]** Weiter geeignet sind Isocyanate, beispielsweise Polyurethane, die zweckmäßigerweise jedoch nicht als Schaum sondern als Lack Verwendung finden.

[0023] Die chemische Zusammensetzung des Matrixmaterials ist vorteilhafterweise so gewählt, dass die Zersetzungstemperatur des Matrixmaterials zwischen 150 °C und 250 °C liegt, insbesondere zwischen 180 °C und 220 °C. Weiter ist es vorteilhaft, wenn die Zusammensetzung aus Matrixmaterial und Glashohlkörpern so gewählt ist, dass die Dicke der Ablationsschicht bei einem Energieeintrag von 1 MW/m² innerhalb von 20 s zwischen 50 µm und 500 µm schwindet, insbesondere zwischen 50 µm und 200 µm. Dieser Energieeintrag ist typisch bei Geschwindigkeiten von Abwehrraketen in unteren Luftschichten, sodass innerhalb eines typischen Anflugs einer Abwehrrakete die entsprechende Schichtdicke durch Vergasen abgegeben wird und somit die thermische Schutzschicht bildet.

[0024] Eine gute thermische Schutzwirkung kann auch erreicht werden, wenn die Ablationsschicht bei einer Temperatur von 200 °C innerhalb von 20 Sekunden 50 µm bis 150 µm ihrer Dicke verliert.

[0025] Die Ablationsschicht muss nicht die einzige Schicht auf der Außenhülle des Flugkörpers sein und kann auf eine darunter liegende und/oder unter eine darüber liegende Schicht angebracht sein. Auch mehrere darunter und/oder darüber liegende Schichten sind denkbar. Eine gute mechanische Beständigkeit der Ablationsschicht kann erreicht werden wenn diese eine Grundsicht und eine darauf aufgebrachte Deckschicht umfasst, die frei von Glashohlkörpern ist. Durch die thermische Isolationswirkung der Glashohlkörper in der Grundsicht mit den Glashohlkörpern wird der Wärmeübergang von der Deckschicht in die Außenhülle des Flugkörpers verzögert.

40 **[0026]** Die mechanisch stabile Deckschicht kann die darunter liegende Grundsicht schützen und ist zweckmäßigerweise so ausgebildet, dass sie ebenfalls als Ablationsschicht fungiert, analog wie die Grundsicht. Bei einem Hochgeschwindigkeitsflug des Flugkörpers wird zuerst die Deckschicht und danach die Grundsicht zersetzt, wobei beide Schichten durch die Ablationswirkung die Außenhülle kühlen. Die Deckschicht kann eine Lack-
45 schicht sein, und sie ist insbesondere dünner als die Grundsicht, beispielsweise mit einer Dicke nicht über
50 300 µm.

[0027] Weiter ist es vorteilhaft, wenn das Material der Deckschicht zumindest weitgehend gleich gehalten wird wie das Matrixmaterial der Grundsicht, sodass beide Schichten zumindest im Wesentlichen die gleiche Ablationswirkung und somit die gleiche Kühlwirkung zu-
55 kommt.

[0028] Eine besonders stabile Schicht auf der Außenhülle kann erreicht werden, wenn die Ablationsschicht

auf eine Grundierungsschicht aufgebracht ist, die ihrerseits auf die Außenhülle aufgebracht ist. Die Grundierungsschicht ist zweckmäßigerweise aus dem gleichen Material gebildet wie das Matrixmaterial der Ablationsschicht. Ist die Ablationsschicht mit einer weiteren Schicht überzogen, die frei von Glashohlkörpern ist, kann eine aerodynamisch vorteilhafte Oberfläche hergestellt werden. Eine solche Deckschicht kann auch als Bestandteil der Ablationsschicht verstanden werden, da die Deckschicht zweckmäßigerweise ebenfalls eine Ablationsschicht ist.

[0029] Die Erfindung ist des Weiteren gerichtet auf die Verwendung eines Matrixmaterials, in das Glashohlkörper eingebettet sind. Es wird vorgeschlagen, dass das Matrixmaterial erfindungsgemäß als zur zumindest teilweisen Verdampfung während eines Flugs vorgesehene und eine Außenbeschichtung auf der Außenhülle eines Flugkörpers bildende Ablationsschicht verwendet wird.

[0030] Weitere Vorteile ergeben sich aus der folgenden Zeichnungsbeschreibung. In der Zeichnung sind Ausführungsbeispiele der Erfindung dargestellt. Die Zeichnung und die Beschreibung enthalten zahlreiche Merkmale in Kombination, die der Fachmann zweckmäßigerweise auch einzeln betrachten und zu sinnvollen weiteren Kombinationen zusammenfassen wird.

[0031] Es zeigen:

Fig. 1 einen Flugkörper mit Außenhülle und Flügel, auf denen eine Ablationsschicht aufgebracht ist, und

Fig. 2 eine Schnittdarstellung durch die Spitze des Flugkörpers aus Fig. 1

[0032] Fig. 1 zeigt eine schematische Darstellung eines Flugkörpers 2 mit einem Flügel 6 tragenden Rumpf 4 und einer Haube 8, die die Spitze des Flugkörpers 2 bildet, und die einen unter der Haube 8 angeordneten Dom 10 schützt. Der Flugkörper 2 ist ein unbemannter Lenkflugkörper in Form einer Luftabwehrrakete zur Bekämpfung von Luftzielen mit einem nicht dargestellten Wirkeinsatz, der zum Zerstören des Luftziels durch Sprengung vorgesehen ist.

[0033] Der Rumpf 4 und die Haube 8 bilden eine Außenhülle des Flugkörpers 2, wobei auch die Flügel 6 optional als Teile der Außenhülle bezeichnet werden können. Auf die Außenhülle sind mehrere Schichten aufgebracht, beispielsweise in Form einer Lackierung, die in Fig. 2 dargestellt sind.

[0034] Fig. 2 zeigt einen Schnitt durch die Spitze des Flugkörpers 2. Gezeigt ist, eine Außenhülle 12 aus Metall und einer darauf aufgetragenen Beschichtung 14. Die Beschichtung 14 ist auch auf die Flügel 6 aufgebracht. Sie ist aus zwei Schichten 16, 18 aufgebaut, wobei die Schicht 16 eine Grundierungsschicht auf der metallischen Außenhülle 12 ist. Auf diese Grundierung ist die Schicht 18 als Außenbeschichtung aufgebracht, die also aus Sicht der Außenhülle 12 nach radial außen weist und als Ablationsschicht gebildet ist. Diese Ablationsschicht

18 umfasst eine Grundschicht 20 und eine darauf aufgetragene Deckschicht 22.

[0035] Die Grundschicht 20 der Ablationsschicht 18 ist aus einem Matrixmaterial 24 mit darin eingebetteten Glashohlkörpern 26 gebildet, wobei sowohl die Schichten 16 und 18 als auch die Glashohlkörper 26 nicht maßstabsgetreu, sondern zu dick bzw. zu groß dargestellt sind. Das Matrixmaterial 24 ist ein selbst aushärtendes Material in Form eines Epoxydharzes oder eines Polyesterharzes, in das die Glashohlkörper 26 nach dem Aushärten des Matrixmaterials 24 fest und unverrückbar eingebettet sind. In einem ersten Ausführungsbeispiel besteht die Deckschicht 22 aus dem gleichen Material wie das Matrixmaterial 24 und ist in Form einer abdeckenden Lackschicht auf die Grundschicht 20 aufgebracht. Die Deckschicht 22 ist frei von Glashohlkörpern 26. Die Grundierungsschicht 16 besteht aus einem anderen Material als das Matrixmaterial 24.

[0036] Während die Grundierungsschicht 16 etwa 200 μm dick ist, ist die Ablationsschicht 18 etwa 700 μm dick, wobei auf die Grundschicht 20 etwa 500 μm und auf die Deckschicht 22 etwa 200 μm entfallen. Die Glashohlkörper 26 sind Glashohlkugeln mit einem durchschnittlichen Außenradius von 12 μm , wobei 90 % der Glashohlkörper 26 einen Außendurchmesser von 12 $\mu\text{m} \pm 3 \mu\text{m}$ aufweisen. Die Glashohlkörper 26 machen etwa 25 Vol-% der Grundschicht 20 aus.

[0037] In einem weiteren Ausführungsbeispiel besteht die Grundierungsschicht 16 aus dem gleichen Material wie das Matrixmaterial 24 der Grundschicht 20, wohingegen die Deckschicht 22 aus einem anderen Material besteht, z.B. aus einem anderen Lack zur Verringerung der Oberflächenrauigkeit, die durch die Glashohlkörper 26 tragende Grundschicht 20 bewirkt wird. So ist die Grundierungsschicht 16 beispielsweise aus einer Schicht aus Lack der Bezeichnung Seevenax (Seevenax ist eine eingetragene Marke DE 841645 der Firma Mankiewicz Gebr. & Co. (GmbH & Co. KG), Hamburg) als haftvermittelnde Schicht bestehen. Auf die Grundierungsschicht 16 sind als Grundschicht 20 mehrere Schichten Seevenax mit 25 Vol-% Glashohlkörper 26 aufgetragen, bis eine Schichtdicke von 500 μm erreicht ist. Als Deckschicht 22 ist ein Decklack verwendet, beispielsweise Alexit Noridur 406 (Alexit ist eine eingetragene Marke DE 61721 Firma Mankiewicz Gebr. & Co. (GmbH & Co. KG), Hamburg; Noridur ist eine eingetragene Marke DE 667526 der Firma Mankiewicz Gebr. & Co. (GmbH & Co. KG), Hamburg).

[0038] Zur Herstellung der Ablationsschicht 18 kann das Matrixmaterial 26 mit einem Verdünner vermischt werden, in den zuvor die Glashohlkörper 26 eingebracht wurden. Hierzu kann der Verdünner mit den Glashohlkörpern 26 zuerst verrührt und dann mit dem Matrixmaterial 24 zusammengerührt werden. Möglich und vorteilhaft sind beispielsweise 1250 g Seevenax, 250 g Härter und 300 g Verdünner, wobei in 400 g Verdünner 50 g Glashohlkörper 26 eingerührt wurden.

[0039] Eine viskose Mischung aus noch nicht ausge-

härtetem Matrixmaterial 24 und Glasholkörpern 26, auch als flüssige Mischung bezeichnet, kann mittels eines Sprühlackierungsgeräts auf die Grundierungsschicht 16 aufgebracht und zwar in mehreren Schichten, wobei eine Schicht zunächst aushärtet bevor eine weitere Schicht aufgebracht wird. Nach Aushärten der obersten Schicht der Grundsicht 20 kann anschließend die Deckschicht 22 ebenfalls durch das Gerät zum sprühenden Auftragen aufgebracht und ausgehärtet werden.

[0040] Die so erhaltene Grundsicht 20 weist eine Zersetzungstemperatur von etwa 200 °C auf und schwindet bei einem Energieeintrag von 1 MW/m² innerhalb von 20 s um etwa 70 µm. Auf diese Weise bildet sie einen ausreichenden Hitzeschutz, sodass die Außenhülle 12 bei diesem Energieeintrag innerhalb von 20 s um nicht mehr als 30 °C erwärmt wird.

[0041] Die Ablationsschicht 18 kann auch ohne eine Deckschicht 22 aufgetragen werden und überzieht zweckmäßigerweise zumindest den vorderen Teil der Außenhülle 12 des Flugkörpers 2, beispielsweise die Außenhülle 12 über eine Länge von mindestens 10 % des gesamten Flugkörpers 2. Zweckmäßigerweise überzieht die Ablationsschicht 18 den gesamten Rumpf 4 als Außenbeschichtung, wobei auch die Flügel von der Ablationsschicht beschichtet sein können.

Bezugszeichenliste

[0042]

2	Flugkörper
4	Rumpf
6	Flügel
8	Kappe
10	Dom
12	Außenhülle
14	Beschichtung
16	Grundierungsschicht
18	Ablationsschicht
20	Grundsicht
22	Deckschicht
24	Matrixmaterial
26	Glashohlkörper

Patentansprüche

1. Flugkörper (2) mit einer Außenhülle (12) und einer darauf aufgetragenen Außenbeschichtung in Form einer Ablationsschicht (18), die ein zur zumindest teilweisen Zersetzung während eines Flugs vorgesehenes Matrixmaterial (24) enthält,
dadurch gekennzeichnet,
dass im Matrixmaterial (24) Glashohlkörper (26) eingebettet sind.
2. Flugkörper (2) nach Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet,
dass zumindest 80% der im Matrixmaterial (24) enthaltenen Glashohlkörper (26) einen Außendurchmesser von $12\ \mu\text{m} \pm 5\ \mu\text{m}$ aufweisen.
3. Flugkörper (2) nach Anspruch 1 oder 2,
dadurch gekennzeichnet,
dass die Glashohlkörper (26) zumindest 20% des Schichtvolumens der Ablationsschicht (18) ausmachen.
4. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) ein selbst aushärtendes Material ist.
5. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) ein Epoxidharz enthält.
6. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) ein Polyesterharz enthält.
7. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) ein Elastomer, insbesondere ein terpolymeres Elastomer enthält.
8. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) einen thermoplastischen Kunststoff enthält.
9. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Matrixmaterial (24) ein Isocyanat enthält.
10. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden An-

sprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das die Ablationsschicht (18) eine Zersetzungstemperatur zwischen 150°C und 250°C aufweist.

5

11. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass das die Zusammensetzung aus Matrixmaterial (24) und Glashohlkörpern (26) so gewählt ist, dass die Dicke der Ablationsschicht (18) bei einem Energieeintrag von 1 MW/m² innerhalb von 20 s zwischen 50 µm und 200 µm schwindet. 10
12. Flugkörper (2) nach einem der vorhergehenden Ansprüche,
dadurch gekennzeichnet,
dass die Ablationsschicht (18) eine Grundsicht (20) und eine darauf aufgebraute Deckschicht (22) umfasst, die frei von Glashohlkörpern (26) ist. 15 20
13. Flugkörper (2) nach Anspruch 12,
dadurch gekennzeichnet,
dass das Material der Deckschicht (22) das gleiche Material ist, wie das Matrixmaterial (24). 25
14. Verwendung eines Matrixmaterials (24), in das Glashohlkörper (26) eingebettet sind, als zur teilweisen Verdampfung während eines Flugs vorgesehene und eine Außenbeschichtung auf der Außenhülle (12) eines Flugkörpers (2) bildende Ablationsschicht (18). 30
15. Verfahren zur Herstellung eines Flugkörpers (2) mit einer Außenhülle (12), bei dem eine Außenbeschichtung in Form einer Ablationsschicht (18) auf die Außenhülle (12) aufgebracht wird, die ein zur zumindest teilweisen Zersetzung während eines Flugs vorgesehenes Matrixmaterial (24) enthält, in die Glashohlkörper (26) eingebettet sind, wobei die Ablationsschicht (18) als flüssiges Material auf die Außenhülle (12) aufgebracht und anschließend ausgehärtet wird. 35 40 45

45

50

55

Fig. 1

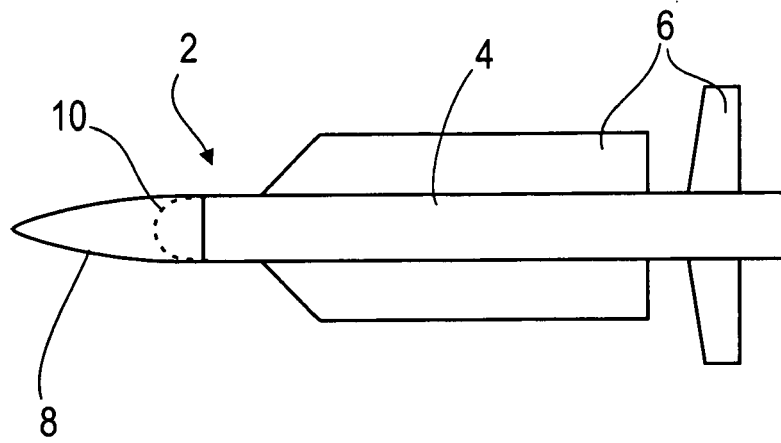
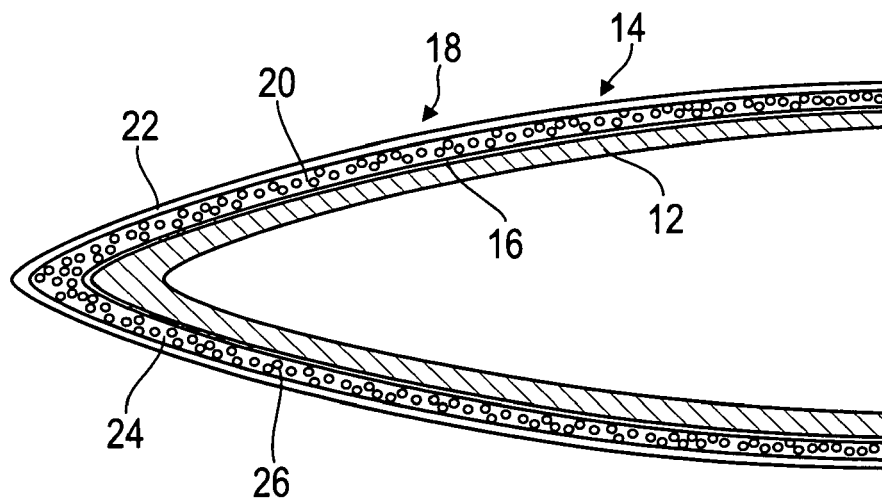


Fig. 2



IN DER BESCHREIBUNG AUFGEFÜHRTE DOKUMENTE

Diese Liste der vom Anmelder aufgeführten Dokumente wurde ausschließlich zur Information des Lesers aufgenommen und ist nicht Bestandteil des europäischen Patentdokumentes. Sie wurde mit größter Sorgfalt zusammengestellt; das EPA übernimmt jedoch keinerlei Haftung für etwaige Fehler oder Auslassungen.

In der Beschreibung aufgeführte Patentdokumente

- DE 841645 [0037]
- DE 61721 [0037]
- DE 667526 [0037]