

ITALIAN PATENT OFFICE

Document No.

102012902081275A1

Publication Date

20140305

Applicant

ALENIA AERMACCHI S.P.A.

Title

PANNELLO PER CONTROLLO DEI FENOMENI AERODINAMICI SU UN
CORPO

TITOLO: PANNELLO PER IL CONTROLLO DEI FENOMENI
AERODINAMICI SU UN CORPO.

La presente invenzione si riferisce ad un pannello
5 atto a controllare i fenomeni aerodinamici su un corpo
immerso in una corrente fluida subsonica.

I fenomeni aerodinamici che avvengono in regime
transonico su un corpo di forma conica, cilindrica o
comunque "tozza" dal punto di vista aerodinamico, formano
10 onde d'urto le quali interagiscono con lo sviluppo dello
strato limite provocando fenomeni disordinati di ricircolo
o turbolenze del flusso d'aria.

Tali turbolenze sono ad esempio l'alternarsi della
separazione e riattacco di strutture vorticosi, fenomeno
15 denominato vortex shedding.

Un corpo comprendente almeno una porzione circolare o
semicircolare o ellittica o tozza, dal punto di vista
aerodinamico, crea una scia di vortici che si distaccano
dal corpo stesso in modo alternato e non stazionario,
20 quando il corpo stesso è investito da un flusso di fluido
subsonico.

La frequenza di distacco dei vortici, e la loro
intensità, sono funzione della dimensione del corpo stesso
e della corrente fluida incidente. Tale fenomeno incrementa
25 la resistenza aerodinamica, aumentando lo sforzo che la
struttura subisce. Tale sforzo interessa sia il corpo sia
la porzione di velivolo, dove tale corpo è applicato.

La presenza di tali fenomeni aerodinamici, come ad
esempio il vortex shedding, si manifestano negli aeromobili
30 ad alte prestazioni, sia in ambito civile che militare.
Normalmente, tale tipologia di velivoli comprende un

sistema computerizzato di controllo del volo denominato flight control system abbreviato con l'acronimo FCS.

Tale sistema per la sua completa funzionalità richiede di acquisire, in tempo reale, una pluralità di parametri quali, ad esempio, la posizione, l'assetto del velivolo e le condizioni di volo in termini di velocità, quota e pressione. Tali parametri sono normalmente denominati dati d'aria la cui acquisizione è demandata ad un'ulteriore sistema di acquisizione dati, denominato air data sensor o ADS.

Una tipologia comune di sistema di acquisizione dei suddetti parametri prevede un'acquisizione multipla di dati ridondanti.

L'acquisizione ridondante di tali parametri comporta l'installazione, in varie parti del velivolo, di almeno due strutture al cui interno sono disposti, in modo opportuno, una pluralità di sensori e/o sonde per acquisire i detti dati d'aria.

Tale struttura ha normalmente una forma cilindrica o conica, chiamata integrated multi function probe o IMFP. Detta IMFP ha un'estensione sostanzialmente longitudinale, in modo perpendicolare alla direzione di volo, normale alla superficie del velivolo.

Tramite detti sensori e/o sonde, posti in una pluralità di fessure realizzate in diversi angoli della sezione circolare di tale IMFP, il sistema di acquisizione è in grado di acquisire i dati d'aria, quali ad esempio la pressione locale.

La conformazione di tali IMFP, a sezione circolare, causa fenomeni aerodinamici quali i vortex shedding, quando sottoposto ad un flusso subsonico.

La presenza del vortex shedding causa una caduta di pressione a valle di tale IMPF, nella direzione del flusso, con la conseguente rilevazione erronea dei dati essenziali per il sistema di controllo computerizzato del velivolo.

5 Inoltre, il fenomeno del vortex shedding causa, in particolari condizioni di volo e quote di navigazione, un incremento del rumore, in bande di frequenza udibili anche dall'orecchio umano.

10 Ricapitolando, i principali problemi causati da questi fenomeni aerodinamici sono

- affaticamento strutturale causati dall'aumento di resistenza aerodinamica;
 - generazione di rumore;
 - disturbo sui segnali acquisiti, ad esempio causati
- 15 dal calo di pressione locale.

L'arte nota tenta di risolvere tali problemi tecnici agendo sulla forma di tale copro o IMFP, adattando il profilo in modo tale da renderlo aerodinamico, al fine di minimizzare il fenomeno del vortex shedding.

20 Tipicamente l'installazione di sensori, antenne o escrescenze aerodinamiche sul rivestimento esterno di un aeroplano è fatta su una superficie liscia, particolarmente curata dal punto di vista aerodinamico in modo da minimizzare le turbolenze che, innescate a parete, possono

25 investire il corpo, pregiudicandone il corretto funzionamento. La modifica diretta della forma del corpo o oggetto, al fine di renderlo compatibile con il campo di flusso aerodinamico locale, non è sempre possibile.

La forma del corpo stessa è spesso dettata da

30 requisiti funzionali. Normalmente i requisiti funzionali si allontanano da quelli aerodinamici, quindi il corpo è

propenso a sviluppare fenomeni aerodinamici, quali strutture turbolente e vorticose, che possono dare origine ai problemi descritti precedentemente.

5 Tali soluzioni non riescono ad eliminare in modo efficace tali fenomeni aerodinamici poiché i fenomeni aerodinamici variano in funzione di numerosi parametri e risulta difficile realizzare un profilo aerodinamico in grado di ottenere prestazioni elevate in tutte le condizioni di volo del velivolo, quali velocità altitudine
10 ecc..

Le soluzioni dell'arte nota sono, infatti, mirate a risolvere particolari fenomeni aerodinamici in particolari condizioni di volo, ma gli stessi possono divenire sorgenti di altri fenomeni aerodinamici, non controllabili, in altre
15 condizioni di volo, diverse da quelle per cui sono stati progettate.

La presente invenzione si propone di realizzare un pannello per il controllo dei fenomeni aerodinamici generati da un corpo di forma tozza dal punto di vista
20 aerodinamico, posizionabile su una superficie di un velivolo il quale comprende almeno un'apertura d'ingresso ed almeno un'apertura d'uscita tramite le quali può transitare parte del flusso di fluido in cui è immerso detto corpo o oggetto generando un flusso d'uscita
25 interferente con i fenomeni aerodinamici generati da un corpo, eliminando i problemi sopracitati. La soluzione proposta permette di smorzare le oscillazioni di pressione e/o di temperatura e/o di velocità generati dal flusso incidente, riducendo il peso complessivo del pannello e
30 attenuando le perturbazioni acustiche.

Un aspetto della presente invenzione riguarda un pannello per il controllo dei fenomeni aerodinamici, con le caratteristiche dell'allegata rivendicazione indipendente 1.

5 Le caratteristiche accessorie sono riportate nelle alleghe rivendicazioni dipendenti.

Le caratteristiche ed i vantaggi del pannello secondo la presente invenzione saranno chiari ed evidenti dalla seguente descrizione brevettuale e dalle tavole alleghe le quali illustrano rispettivamente:

• le figure 1A, 1B e 1C mostrano un corpo o oggetto il quale crea fenomeni aerodinamici, in particolare la figura 1A mostra il corpo in assenza del pannello secondo la presente invenzione, le figure 1B e 1C mostrano il corpo a cui è posizionato alla base il pannello, in una forma di realizzazione preferita di detto pannello;

• la figura 2 mostra la forma di realizzazione preferita del pannello associato al corpo o oggetto delle figure 1B e 1C in sezione, in una vista laterale, in cui è visibile almeno un'apertura d'ingresso ed almeno un'apertura d'uscita poste in comunicazione fra loro;

• la figura 3 mostra una forma di realizzazione preferita uno spaccato del pannello secondo la presente invenzione, in una vista prospettica, in cui è visibile la cavità in comunicazione con le aperture d'ingresso e di uscita;

• la figura 4 mostra una seconda forma di realizzazione del pannello secondo la presente invenzione.

Con riferimento alle citate figure il pannello 3 per il controllo, preferibilmente in modo passivo, dei fenomeni aerodinamici generati da un corpo "O", posizionabile su una

superficie di un velivolo "V", preferibilmente piana o a moderata curvatura.

Detto pannello è associabile alla base di detto corpo "O". Il corpo "O" comprende almeno una zona "S" con almeno
5 un profilo circolare o semicircolare o ellittica o tozza, dal punto di vista aerodinamico, del corpo "O" stesso. Detta zona "S" del profilo è normalmente sede di onde d'urto caratteristiche del regime transonico e/o supersonico. Tale regime locale transonico e supersonico è
10 generato dalle variazioni di velocità imposte al flusso d'aria, del fluido subsonico incidente, deviato dal profilo esterno del corpo "O". L'interazione di questi complessi e particolari fenomeni aerodinamici promuove, ad esempio, la formazione di una scia di vortici a distacco alternato.

Detto pannello 3 comprende almeno un'apertura d'ingresso 322 ed almeno un'apertura d'uscita 322', poste
15 in comunicazione fra loro, tramite le quali può transitare parte del flusso di fluido "W" in cui è immerso detto corpo "O".

Detta apertura d'ingresso 322 è posta a monte di detto corpo "O" e detta apertura d'uscita 322' è posta a valle di
20 detto corpo "O", rispetto alla direzione del flusso di fluido "W".

Ai fini della presente invenzione, con il termine
25 apertura posta a monte del corpo "O", s'intende che detta apertura, in funzione della direzione del flusso di fluido "W" viene investita dal flusso stesso prima del corpo "O", poiché posta anteriormente al corpo "O" rispetto alla direzione del fluido "W".

Ai fini della presente invenzione, con il termine
30 apertura posta a valle del corpo "O", s'intende che detta

apertura, in funzione della direzione del flusso di fluido "W" viene investita dal flusso stesso successivamente al corpo "O", poiché posta posteriormente al corpo "O" rispetto alla direzione del fluido "W".

5 Nel dettaglio detta almeno un'apertura d'uscita 322' è conformata in modo tale da generare un flusso di fluido in uscita "W'" principalmente perpendicolare alla direzione del flusso di fluido "W" agente su detto corpo "O", come ad esempio visibile in figura 2.

10 Ai fini della presente invenzione, con il termine flusso di fluido in uscita principalmente perpendicolare si intende che la direzione di massima intensità del fluido è sostanzialmente perpendicolare alla direzione del flusso di fluido agente su detto corpo.

15 Nella forma di realizzazione preferita, detta almeno un'apertura d'uscita 322' è conformata in modo tale da generare un flusso di fluido in uscita "W'" sostanzialmente perpendicolare sia alla direzione del flusso di fluido "W" agente su detto corpo "O", sia alla superficie del velivolo
20 "V" ove è posto il corpo "O".

Detto pannello 3 comprende una cavità 31, in comunicazione con detta almeno un'apertura d'ingresso 322 e detta almeno un'apertura d'uscita 322', definente il percorso in cui transita detta parte del flusso "W".

25 Nella forma di realizzazione preferita la cavità 31 è toroidale, come ad esempio visibile nelle figure 1B, 1C, 2 e 3.

Ancor più preferibilmente della cavità 31 toroidale a un perimetro circolare.

30 Nella forma di realizzazione preferita, illustrata nelle figure 1B-3, detta almeno un'apertura d'ingresso e

detta almeno un'apertura d'uscita sono una pluralità di fori 323 passanti.

La presente forma di realizzazione permette di ottenere un pannello universalmente applicabile in grado di
5 adattarsi alle variazioni di flusso "W"; infatti, in funzione della direzione del flusso di fluido "W" i fori 323 passanti possono essere aperture d'ingresso 322 o aperture d'uscita 322', a titolo esemplificativo se il flusso "W" modifica la direzione, divenendo opposta alla
10 direzione precedente, i fori passanti 323 che precedentemente erano aperture d'ingresso 322 divengono aperture d'uscita 322' e viceversa, mantenendo comunque le caratteristiche tecniche di controllo dei fenomeni aerodinamici agenti sul corpo "O".

15 La dimensione del singolo foro 323 è compresa preferibilmente fra 1÷2 mm.

Il pannello 3 ha una porosità media compresa, ad esempio, fra 5 ed il 20 %.

Scendendo nel dettaglio realizzativo della forma di
20 realizzazione preferita, detta cavità 31 è definita da una superficie superiore o face-sheet 32 in cui è compresa detta pluralità di fori 323 passanti, ed una superficie inferiore o back-sheet 33 definente la base del pannello 3 stesso.

25 La superficie superiore o face-sheet 32 ha, preferibilmente, una porosità media preferibilmente compresa fra 8 ed il 12 %, al fine di garantire il controllo dei flussi aerodinamici come sopracitato e rendere il pannello 3, secondo la presente invenzione,
30 applicabile per la regolazione del flusso di qualsiasi corpo "O".

Un eventuale accumulo di condensa o acqua piovana all'interno della cavità 31 è automaticamente drenata dagli stessi fori 323 della superficie superiore o face-sheet 32. Eventuali sistemi addizionali di drenaggio possono essere
5 compresi nel pannello 3, secondo la presente invenzione.

Nella seconda forma di realizzazione illustrata in figura 4, è compresa un'unica apertura d'ingresso 322 ed un'unica apertura d'uscita 322'. Detta apertura d'ingresso è posta a monte del corpo "O", ad una distanza tale che la
10 stessa apertura 322 possa causare fenomeni aerodinamici i quali possano interferire con il corpo "O". L'apertura d'uscita 322' è conformata in modo tale da generare un flusso di fluido in uscita "W'" sostanzialmente perpendicolare sia alla direzione del flusso di fluido "W"
15 agente su detto corpo "O", sia alla superficie del velivolo "V" ove è posto il corpo "O"

Il pannello 3 è, preferibilmente, fissato al velivolo "V" tramite almeno una porzione di fissaggio 34.

Detta porzione di fissaggio 34 comprende almeno un
20 foro passante entro cui viene inserito un mezzo di fissaggio, quale ad esempio una vite, per fissare il pannello 3 al velivolo "V".

In una prima forma di realizzazione il pannello 3 è posto sopra la superficie piana del velivolo "V" alla base
25 del corpo "O".

Nella forma di realizzazione preferita, come illustrato nelle figure 1B, 1C e 2, il pannello 3 è integrato nella superficie piana del velivolo "V" ove è applicato il corpo "O", evitando in tal modo lo
30 sprofilamento dalla superficie teorica del velivolo "V". Tale forma di realizzazione permette di recuperare l'offset

del segnale di pressione riscontrabile nella forma di realizzazione in cui il pannello 3 è posto sopra la superficie piana del velivolo "V".

Preferibilmente, tale pannello 3 è realizzato in nylon
5 o in leghe di alluminio con la tecnica preferibilmente della sinterizzazione rapida o lavorazione meccanica a controllo numerico, oppure in materiali compositi mediante l'utilizzo di stampi preformati.

Il pannello 3, preferibilmente perforato, può essere
10 realizzato in un pezzo unico, ad esempio con la sola tecnica della sinterizzazione, o assemblato, se ad esempio realizzato con le altre tecniche sopracitate.

La realizzazione di fori 323 può avvenire durante la realizzazione del pannello 3 stesso o successivamente alla
15 realizzazione della superficie superiore 32, tramite una fase di foratura.

Nella forma di realizzazione assemblabile del pannello 3 la superficie superiore 32 è assemblabile alla superficie inferiore 33, realizzando così la cavità 31.

20 Come sopracitato, detti corpi "O" sono protuberanze aerodinamiche la cui forma e funzione non permettono di migliorarne l'aerodinamicità, ma in essi sono compresi ad esempio varie tipologie di sensori le cui misurazioni sono indispensabili per la corretta navigazione del velivolo. Ad
25 esempio tali corpi "O" sono sonde coniche denominate IMFP (Integrated Multi Function Probe). Il controllo dei flussi aerodinamici di un corpo "O" permette, quindi, di migliorare la qualità dei segnali di pressione registrati dal sistema a bordo di un velivolo, al fine di garantire
30 una più accurata, precisa ed univoca indicazione della quota, velocità e assetto del velivolo stesso durante il

volò. Questa forma di realizzazione applica il concetto della porosità passiva e permette di eliminare o ridurre drasticamente in regime transonico il disturbo aerodinamico generato dalla scia turbolenta a valle di un corpo "O". In

5 pratica il pannello secondo la presente invenzione agisce in maniera indiretta alla base del corpo "O" generando una serie di flussi di fluido in uscita "W'" ortogonali al piano principale su cui si sviluppano le strutture vorticose, fornendo una risposta efficace ai problemi
10 sopracitati ed illustrati, ad esempio, in figura 1A

Come sopracitato, il pannello 3, secondo la presente invenzione, può essere sia associabile al corpo "O" posizionando lo stesso pannello 3 al di sopra della superficie piana del velivolo "V", sia integrata alla
15 superficie del velivolo "V", diventando quindi parte della stessa superficie piana.

Il pannello secondo la presente invenzione, permette di ottenere una rilevante riduzione delle ampiezze e frequenze dei fenomeni aerodinamici. Le ampiezze risultanti
20 "M'" dei vortici generati dal corpo "O", cui è stato associato il pannello 3 secondo la presente invenzione, sono ridotte sino al 50% rispetto alle ampiezze "M" di un fenomeno aerodinamico normalmente generato dal corpo "O". Il pannello 3 secondo la presente invenzione permette di
25 ottenere una riduzione della frequenza associata alla lunghezza d'onda " λ " di detti fenomeni aerodinamici, ad esempio illustrati in figura 1A. Le frequenze associate alle lunghezze d'onda risultanti " λ '" dei vortici generati dal corpo "O", cui è stato associato il pannello 3 secondo
30 la presente invenzione, sono ridotti sino al 50% rispetto

alle frequenze associate alle lunghezze d'onda " λ " di un fenomeno aerodinamico normalmente generato dal corpo "O".

Tali riduzioni sono visibili dal paragone delle figure 1A, 1B e 1C.

5 Il pannello secondo la presente invenzione permette di controllare i flussi aerodinamici in intervalli molto ampi sia di velocità ed assetto del velivolo, sia di altitudine di volo del velivolo stesso. Le elevate prestazioni del pannello 3, secondo la presente invenzione, sono dovute
10 principalmente al disaccoppiamento in frequenza che si realizza, tra i vortici di scia del corpo "O" e l'ambiente vibratorio del velivolo.

Il procedimento per il controllo dei fenomeni aerodinamici generati da un corpo (O) posizionabile su una
15 superficie piana di un velivolo (V), svolto dal pannello secondo la presente invenzione comprende essenzialmente i seguenti passi:

- rilevare un fenomeno aerodinamico generato dal corpo "O";
- 20 • incanalare parte di un flusso di fluido "W" in cui è immerso detto corpo "O", a monte dello stesso corpo "O" rispetto alla direzione del flusso di fluido "W";
- indirizzare il fluido incanalato a valle di detto corpo "O", rispetto alla direzione del flusso di fluido
25 "W", generando un flusso di fluido in uscita "W'" interferente con il flusso di fluido "W".

Il passo di rilevare un fenomeno aerodinamico, oltre che essere svolto in modo passivo, come attuato dalle forme di realizzazione illustrate, può essere semi-automatico, ad
30 esempio rilevando una caduta di pressione nei sensori compresi nel corpo "O". Rilevato un fenomeno aerodinamico,

tramite un attuatore o un sistema meccanico è possibile aprire almeno un'apertura d'ingresso 322 e poter così passare al passo di incanalare parte del flusso.

5 Tale attuatore può essere associato ad uno sportello atto a selettivamente aprire o chiudere un'apertura d'ingresso 322 simile a quella illustrata in figura 4.

Il passo di incanalare parte del flusso è svolto come descritto precedentemente.

10 Nel caso di rilevazione attiva del fenomeno aerodinamico, contemporaneamente all'apertura dell'apertura d'ingresso 322, tramite un attuatore o un sistema meccanico, può essere aperta anche detta apertura d'uscita 322' e poter così passare al passo successivo di indirizzare il fluido incanalato.

15 Quest'ultimo passo è attuato generando un flusso di fluido in uscita "W'" principalmente perpendicolare al flusso "W", preferibilmente verticale, ad esempio normale alla superficie del velivolo dove "V" ove è presente il corpo "O".

20 Un ulteriore vantaggio ottenuto dall'installazione del pannello 3, secondo la presente invenzione, è una complessiva riduzione della dispersione o rumore del segnale di pressione acquisito dai sensori o sonde, portando così ad avere una curva monotonica e regolare di
25 correlazione pressione-velocità. Tale linearità permette, di conseguenza, di ricostruire o determinare, in modo univoco, i parametri aria fondamentali all'indicazione del pilota e al sistema di controllo FCS.

30 Riassumendo, il pannello 3 secondo la presente invenzione consente di ottenere i seguenti vantaggi:

• riduzione dei carichi aerodinamici; i carichi aerodinamici che agiscono sul corpo "O", soprattutto quelli ortogonali alla direzione principale del flusso "W" aerodinamico, sono minimizzati sia in termini di frequenza associata alla lunghezza d'onda " λ " che di ampiezza "M", a vantaggio del dimensionamento strutturale ai carichi limite e di fatica, del corpo "O" e della superficie del velivolo "V" ove il corpo "O" è applicato, rendendo adeguata una struttura più leggera e traendo quindi i vantaggi di un minor peso complessivo;

• riduzione delle perturbazioni acustiche; mantenendo un confort in cabina elevato, specialmente nelle situazioni nelle quali i sensori, antenne, escrescenze aerodinamiche, sono poste vicino l'abitacolo di del velivolo "V";

• miglioramento i segnali acquisiti; nel caso specifico di misura delle pressioni e/o delle temperatura e/o velocità locali, sia in termini di accuratezza che in termini di riduzione della frequenza con cui varia il parametro misurato. Quest'ultimo fenomeno a vantaggio del disaccoppiamento in frequenza con eventuali altri campi vibratorii in cui il sensore può trovarsi ad operare.

Dal punto di vista dell'integrazione di questa invenzione su un aeroplano non ci sono limitazioni operative d'impiego o di durata temporale. Inoltre, non sono previsti necessari interventi manutentivi straordinari. La produzione del pannello è semplice ed economica anche estendibile all'utilizzo di materiali metallici a base di leghe di alluminio.

Nel caso specifico se tale pannello viene posto in prossimità dei coni di sensori del IMPF, lo stesso sistema dati aria riesce a fornire un segnale più "pulito", in cui

il rumore è ridotto, e "regolare", in cui la varianza è ridotta, riducendo l'impegno di sistemi di elaborazione e filtraggio dei dati, migliorando significativamente la qualità dell'output e la velocità di risposta del sistema

5 per il controllo del volo.

RIFERIMENTI NUMERICI:

	Pannello	3
	Cavità	31
	Superficie superiore o face-sheet	32
5	Apertura d'ingresso	322
	Apertura d'uscita	322'
	Foro	323
	Superficie Inferiore o back-sheet	33
	Porzioni di fissaggio	34
10	Foro passante	342
	Velivolo	"V"
	Corpo	"O"
	Profilo	"S"
	Lunghezza d'onda	"λ"
15	Lunghezza d'onda risultante	"λ' "
	Ampiezza	"M"
	Ampiezza risultante	"M' "
	Flusso di fluido	"W"
	Flusso di fluido in uscita	"W' "

20

RIVENDICAZIONI:

1. Pannello (3) per il controllo dei fenomeni aerodinamici generati da un corpo (0) posizionabile su una superficie di un velivolo (V);

5 detto pannello (3) è caratterizzato dal fatto di:

- essere associabile alla base di detto corpo (0),
- comprendere almeno un'apertura d'ingresso (322) ed almeno un'apertura d'uscita (322'), poste in comunicazione fra loro, tramite le quali può selettivamente transitare

10 parte di un flusso di fluido (W) in cui è immerso detto corpo (0);

- detta apertura d'ingresso (322) è posta a monte di detto corpo (0) e detta apertura d'uscita (322') è posta a valle di detto corpo (0), rispetto alla direzione del

15 flusso di fluido (W).

2. Pannello secondo la rivendicazione 1, in cui detta apertura d'uscita (322') è conformata in modo tale da generare un flusso di fluido in uscita (W') principalmente perpendicolare alla direzione del flusso di fluido (W) agente su detto corpo (0).

20

3. Pannello secondo la rivendicazione 1, in cui è compresa una cavità (31), in comunicazione con detta almeno un'apertura d'ingresso (322) ed almeno un'apertura d'uscita (322'), definente il percorso in cui transita detta parte

25 del flusso (W).

4. Pannello secondo la rivendicazione 3, in cui tale cavità (31) è toroidale.

5. Pannello secondo la rivendicazione 1, in cui almeno un'apertura d'ingresso e almeno un'apertura d'uscita sono

30 una pluralità di fori (323) passanti.

6. Pannello secondo le rivendicazioni 3 e 5, in cui detta cavità è definita da una superficie superiore (32) comprendente detta pluralità di fori (323), ed una superficie inferiore (33) definente la base del pannello (3).
7. Pannello secondo la rivendicazione 1, in cui tale pannello (3) è integrato nella superficie del velivolo (V) ove è applicato il corpo (0).
8. Pannello secondo la rivendicazione 1 o 7, in cui tale pannello (3) è fissato al velivolo (V) tramite almeno una porzione di fissaggio (34).
- 9 Pannello secondo la rivendicazione 4, in cui tale pannello (3) ha una porosità media compresa fra 5 ed il 20 %.
- 10 10. Procedimento per il controllo dei fenomeni aerodinamici generati da un corpo (0) posizionabile su una superficie di un velivolo (V) caratterizzato dal comprendere i seguenti passi:
- rilevare un fenomeno aerodinamico generato dal corpo (0);
 - incanalare parte di un flusso di fluido (W) in cui è immerso detto corpo (0), a monte dello stesso corpo (0) rispetto alla direzione del flusso di fluido (W);
 - indirizzare il fluido incanalato a valle di detto corpo (0), rispetto alla direzione del flusso di fluido (W), generando un flusso di fluido in uscita (W') interferente con il flusso di fluido (W).

CLAIMS:

1. Panel (3) for controlling the aerodynamic phenomena generated by a body (0) to be positioned on a surface of an aircraft (V);

5 said panel (3) is characterized in that:

- it can be associated with the base of said body (0),
- it comprises at least one inlet aperture (322) and at least one outlet aperture (322') in communication with each other, through which a portion of a fluid flow (W) in which

10 said body (0) is immersed can selectively pass;

- said inlet aperture (322) is located upstream of said body (0) and said outlet aperture (322') is located downstream of said body (0), with respect to the direction of the fluid flow (W).

15 2. Panel according to claim 1, wherein said outlet aperture (322') is so shaped as to generate an output fluid flow (W') which is mostly perpendicular to the direction of the fluid flow (W) acting upon said body (0).

3. Panel according to claim 1, comprising a cavity (31)

20 in communication with said at least one inlet aperture (322) and at least one outlet aperture (322'), which defines the path followed by said portion of the flow (W).

4. Panel according to claim 3, wherein said cavity (31) is toroidal.

25 5. Panel according to claim 1, wherein said at least one inlet aperture and at least one outlet aperture consist of a plurality of through holes (323).

6. Panel according to claims 3 and 5, wherein said cavity is defined by a face-sheet (32) comprising said plurality

30 of holes (323) and a back-sheet (33) defining the base of the panel (3).

7. Panel according to claim 1, wherein said panel (3) is integrated into the surface of the aircraft (V) whereto the body (0) is applied.

8. Panel according to claim 1 or 7, wherein said panel
5 (3) is secured to the aircraft (V) by means of at least one fastening portion (34).

9 Panel according to claim 4, wherein said panel (3) has an average porosity in the range of 5 to 20 %.

10. Method for controlling the aerodynamic phenomena
10 generated by a body (0) to be positioned on a surface of an aircraft (V), characterized in that it comprises the following steps:

- detecting an aerodynamic phenomenon generated by the body (0);
- 15 • channeling a portion of a fluid flow (W) in which said body (0) is immersed upstream of the same body (0) with respect to the direction of the fluid flow (W);
- directing the channeled fluid downstream of said body (0), with respect to the direction of the fluid flow (W),
20 thereby generating an output fluid flow (W') interfering with the fluid flow (W).

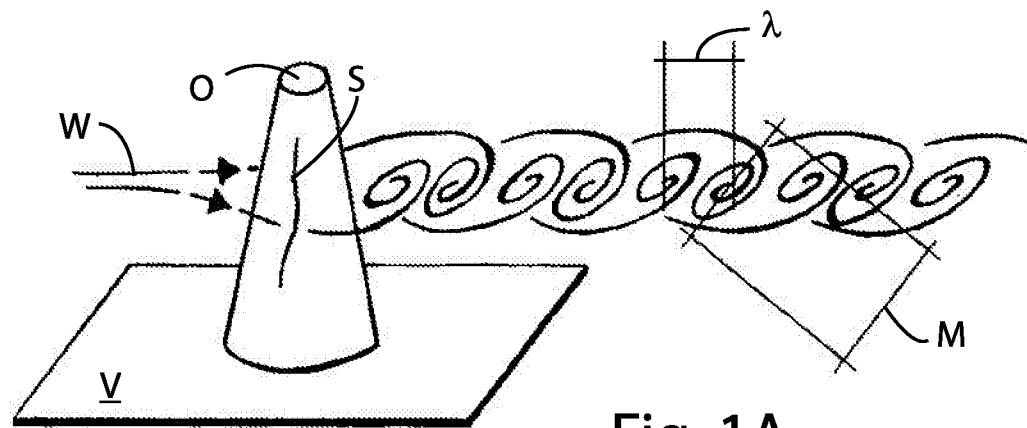


Fig. 1A

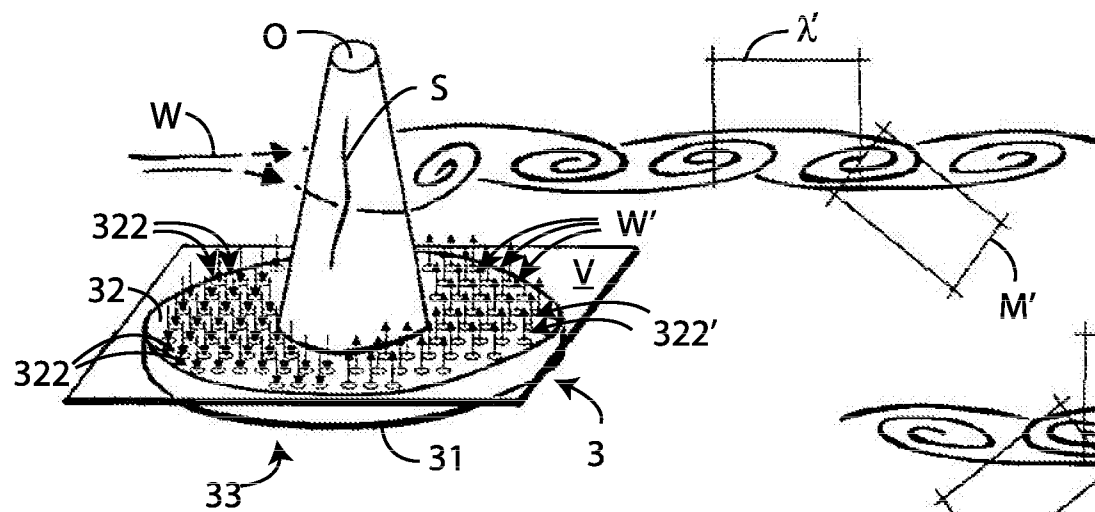


Fig. 1B

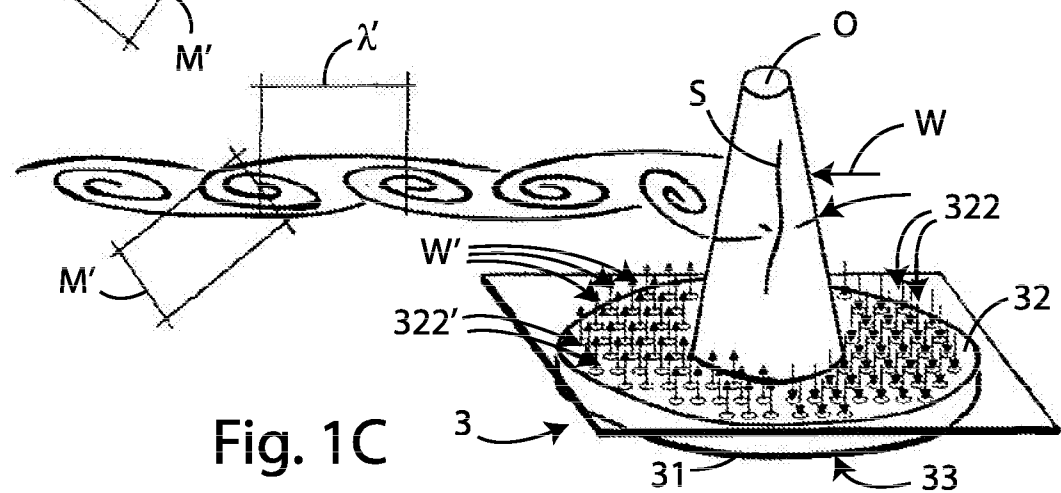


Fig. 1C

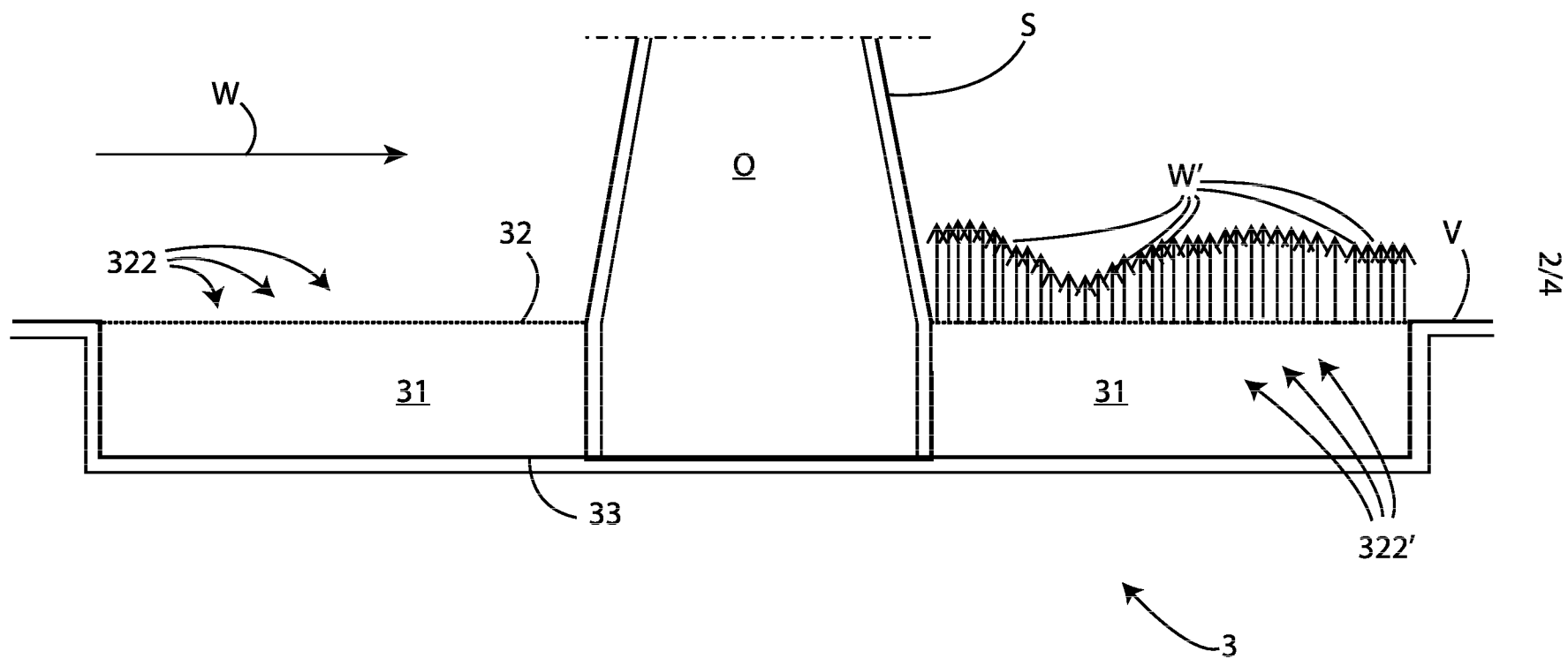


Fig. 2

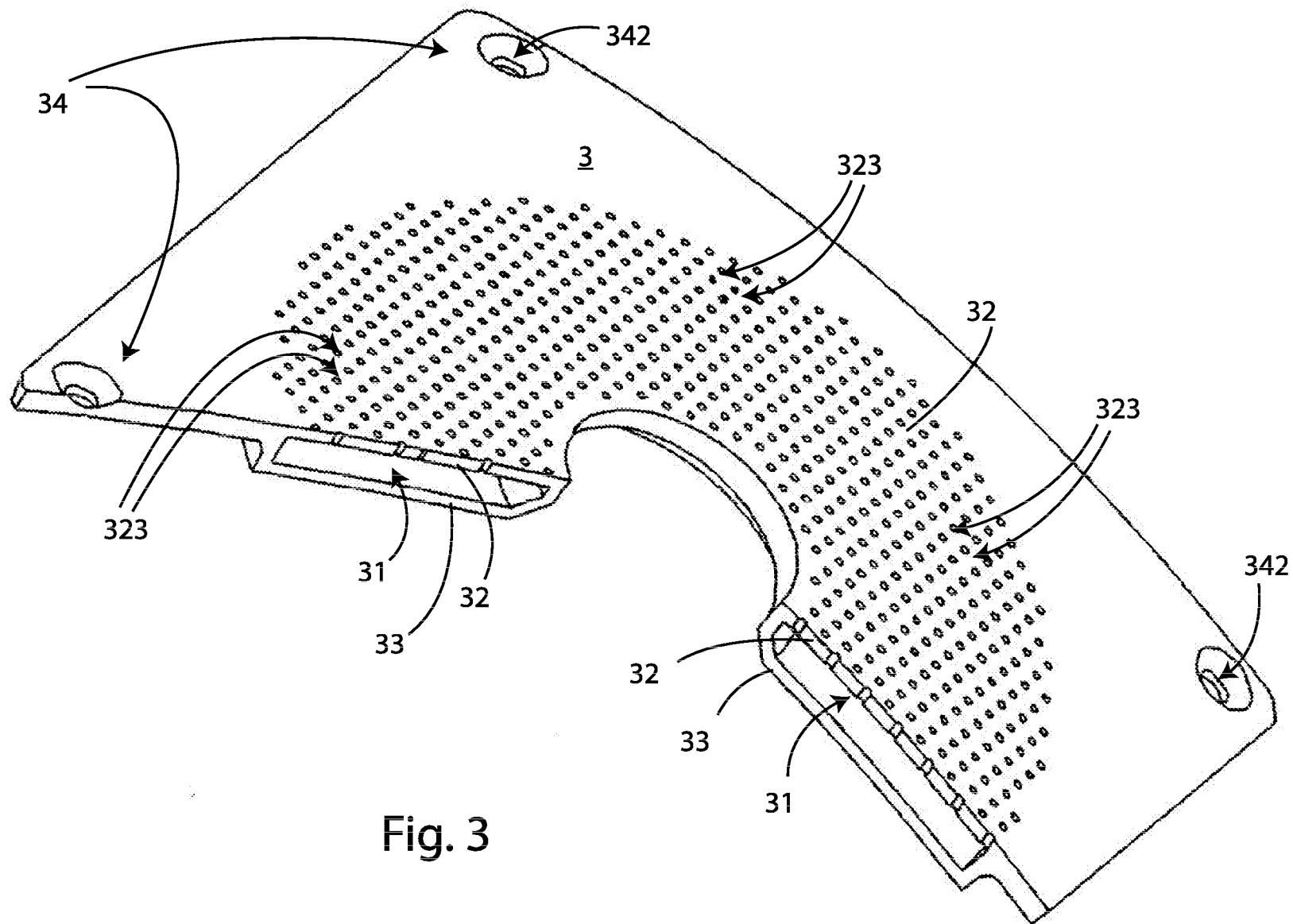
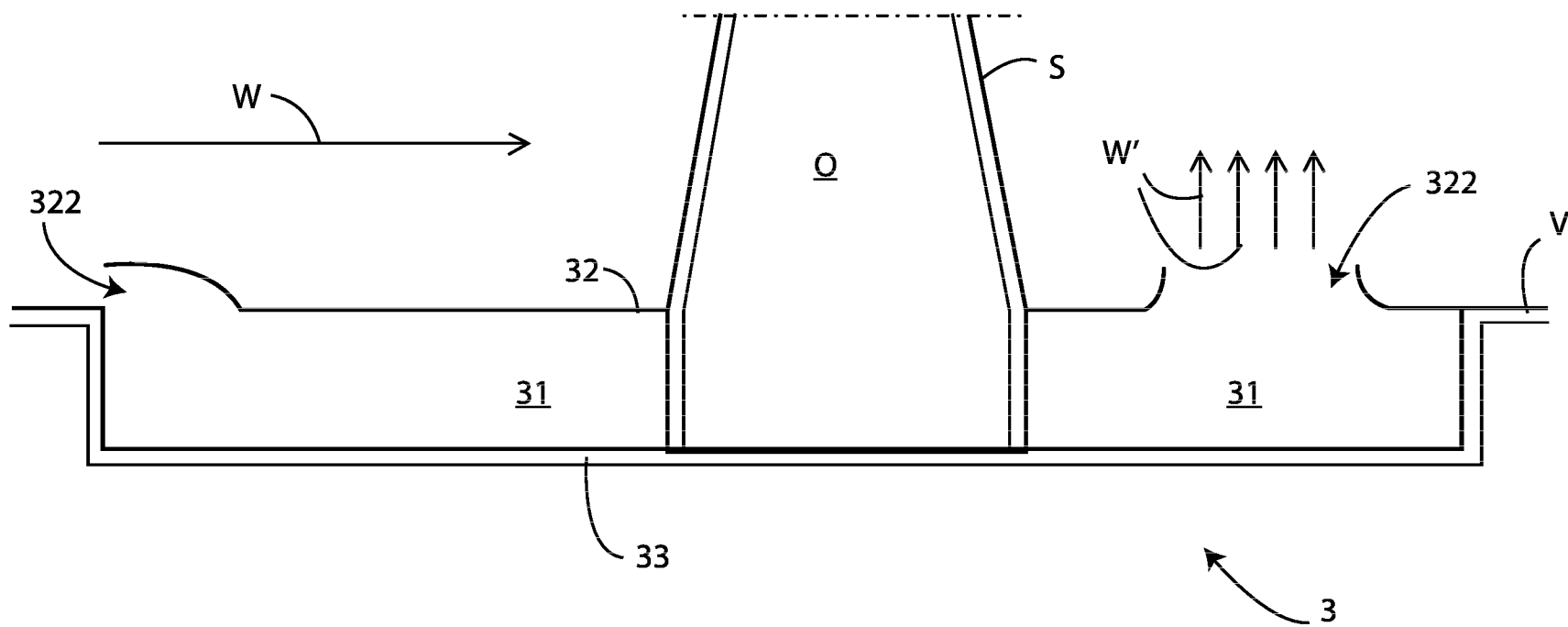


Fig. 3



4/4

Fig. 4