

## SIMULAZIONE MULTIFISICA PER LO STUDIO DI STABILITÀ AEROELASTICA DI UNA VETTURA DA COMPETIZIONE

EMANUELE JACOBONI, CORRADO GROTH,  
ANDREA CHIAPPA, STEFANO PORZIANI,  
MARCO E. BIANCOLINI, ELISA SERIOLI,  
FRANCO MASTRODDI

Nel design e nello sviluppo di automobili da competizione, gli strumenti forniti dalle simulazioni numeriche consentono di investigare una notevole varietà di soluzioni differenti, in poco tempo e con un alto grado di accuratezza. La disponibilità poi di una buona capacità di calcolo permette di combinare la fisica associata a problemi differenti. Una delle simulazioni multi-fisica che interessa maggiormente il motorsport è quella riguardante le interazioni fluido-struttura che intercorrono tra le componenti aerodinamiche della vettura ed il fluido circostante: tali interazioni possono indurre deformazioni strutturali e vibrazioni che, a loro volta, possono influenzare l'aerodinamica, e quindi direttamente la performance del veicolo. In questo contesto si inserisce lo studio di stabilità aeroelastica dello *splitter* anteriore della Dallara SP1, una vettura prototipo di Le Mans (categoria LMP1), per elaborare una strategia alternativa ai software commerciali che possa consentire di individuare e prevedere, con sufficiente accuratezza ed efficienza, l'insorgenza di instabilità aeroelastiche.





Figura 1 - La Dallara SP1. Lo *splitter* è il componente colorato in bianco nella parte anteriore della vettura.



## INTRODUZIONE

Lo studio dell'interazione aeroelastica tra il dominio strutturale ed il dominio fluido sta diventando sempre più rilevante. Nell'industria aeronautica, lo studio dei fenomeni multifisici ha, da sempre, rivestito un'importanza primaria: le strutture aeronautiche sono il risultato di una estrema ottimizzazione dei pesi, che si traduce in strutture snelle caratterizzate da una grande deformabilità ed un'alta sensibilità alle interazioni fluido-struttura (FSI). Negli anni però, la risoluzione di problemi riguardanti le FSI ha suscitato un interesse crescente anche nel mondo del motorsport. Se infatti, da un lato, gli ingegneri possono trarre vantaggio da questo forte accoppiamento multi fisico progettando parti delle vetture che sfruttano proprio la mutua interazione tra fluido e struttura, dall'altro possono incorrere in pericolosi fenomeni quali instabilità dinamiche o flutter. Tali fenomeni non possono essere sottostimati, perché in grado di degradare la performance complessiva del veicolo, oltre che di danneggiare l'integrità stessa delle componenti. L'interesse in uno strumento in grado di prevedere accuratamente il comportamento di sistemi complessi è giustificato dalla necessità di poter progettare e sviluppare prodotti con performance sempre più elevate e dal rischio rappresentato dall'integrità strutturale.

Nell'ultima decade, sono stati condotti molti sforzi per migliorare i metodi FSI esistenti; l'avvento di capacità di calcolo sempre maggiori ha consentito l'adozione di metodi numerici più raffinati, facendo affidamento sulla fluidodinamica computazionale (CFD) e rimuovendo le barriere introdotte dai metodi analitici e semplificati. Il più utilizzato a livello industriale è il *2-way partitioned method*, che prevede la mutua interazione tra CFD e codici strutturali ad elementi finiti (FEM). Il sistema fluidodinamico e quello strutturale sono mantenuti isolati e risolti separatamente in un processo iterativo, in cui i carichi aerodinamici e le deformazioni strutturali vengono scambiate tra i due solutori. L'esistenza di codici di tipo commerciale rappresenta un grande vantaggio per questo tipo di approccio, ma il costo, sia dal punto di vista numerico che operativo, risulta significativo. Il collo di bottiglia è il costante trasferimento di dati richiesto, dal momento che per ogni



iterazione sono richiesti la mappatura delle forze nel sistema strutturale e la deformazione della mesh del sistema fluidodinamico: un onere computazionale spesso insostenibile.

Lo studio di stabilità aeroelastica condotto su questa vettura è nato in seguito ad osservazioni in pista. Il pilota, ad una data velocità, ha segnalato un comportamento irregolare dell'assale anteriore del veicolo, inscrivibile ad una instabilità di *flutter* dello *splitter* anteriore (Fig. 1, il componente colorato in bianco nella parte anteriore della vettura). La soluzione immediatamente approntata è stata quella di inserire un rinforzo all'interno di questo componente, in modo da irrigidirlo ed innalzare le frequenze modali dell'intero *assembly*. Si è svolta poi questa analisi, al fine di individuare il fenomeno con una metodologia alternativa ai software commerciali e poter disporre, per gli impieghi futuri, di un *workflow* efficace per prevedere l'insorgenza di tali instabilità già nella fase progettuale. Le forme modali, calcolate con l'utilizzo del software Altair Radioss™, sono state importate nel solver CFD ANSYS® Fluent® tramite Add On RBF Morph™, uno strumento commerciale di mesh morphing basato sulle funzioni di base radiali (RBF). È stata poi condotta una simulazione instazionaria, eccitando ogni modo proprio strutturale nel modello CFD con una funzione a scalino raccordato. La matrice di trasferimento aerodinamica linearizzata, che collega dinamicamente le coordinate modali con le forze aerodinamiche generalizzate, è stata calcolata usando codice scritto in Scilab. Infine si è eseguita un'analisi di *flutter* sullo *splitter* originale e su una configurazione irrigidita dello stesso, usando il metodo di Newton-Raphson per risolvere il problema agli autovalori di stabilità generalizzata, catturando le instabilità sperimentalmente osservate per la geometria base e dimostrando un aumento della velocità di insorgenza del *flutter*, al di fuori dell'intervallo operativo della vettura, sulla geometria irrigidita. La metodologia, presentata brevemente nei paragrafi successivi, è riportata in dettaglio nel paper [8] “*Multiphysics numerical investigation on the aeroelastic stability of a Le Mans Prototype car*”, Groth et al [2019].

## MODELLAZIONE DEL SISTEMA AEROELASTICO

La descrizione del problema aeroelastico muove dal classico set di equazioni differenziali del tipo:

$$[M]\underline{\ddot{q}}(t) + [C]\underline{\dot{q}}(t) + [K]\underline{q}(t) = \underline{Q}(t) \quad 1$$

in cui  $\underline{q}(t)$  è il vettore di componenti le coordinate modali,  $[M]$ ,  $[C]$  e  $[K]$  sono rispettivamente le matrici diagonali di massa, smorzamento e rigidità e  $\underline{Q}(t)$  è il vettore delle forze aerodinamiche generalizzate (GAF), ottenuto proiettando i carichi aerodinamici su ogni forma modale della struttura. Spostandosi dal dominio del tempo a quello di Laplace ed assumendo l'ipotesi di aerodinamica linearizzata, tramite l'introduzione della matrice delle forze aerodinamiche generalizzate  $[H(p)]$ , il sistema può risciversi:

$$\underline{Q}(s) = q_\infty [H(p)] \underline{q}(s) \quad 2$$

in cui  $p := sLa/V_\infty$  è la variabile di Laplace ridotta, funzione della lunghezza di riferimento e della velocità, mentre  $q_\infty$  è la pressione dinamica. La matrice  $[H(p)]$  esprime il legame linearizzato tra gli spostamenti generalizzati e le forze aerodinamiche generalizzate (GAF), nell'ipotesi di piccole perturbazioni. Utilizzando simulazioni CFD si può quindi costruire tale matrice tramite la valutazione del rapporto che intercorre tra output e input, ossia tra le GAF racchiuse  $\underline{Q}(s)$  e gli spostamenti modali  $\underline{q}(s)$ .

Il sistema fluidodinamico è stato eccitato mediante l'imposizione, in ingresso, delle singole forme modali proprie calcolate risolvendo il problema agli autovalori del sistema strutturale, tramite una legge temporale rappresentata da un gradino raccordato. Il diverso posizionamento tra i nodi della griglia strutturale e della griglia aerodinamica imporrebbe un passaggio intermedio, adottato dai software commerciali, con la definizione di una matrice di interfaccia in grado di realizzare la connessione ad anello chiuso tra i due sistemi: tradurre gli spostamenti e le velocità strutturali in variazioni delle condizioni al contorno del sistema aerodinamico ed, analogamente, le forze aerodinamiche in una condizione di carico agente sul sistema strutturale.

La novità introdotta con questo approccio, che ne rappresenta il grande guadagno dal punto di vista dell'efficienza computazionale, risiede nell'utilizzo del *mesh morpher* RBF-Morph™. Di fatto, viene eliminata l'esigenza della costruzione della matrice di interfaccia: partendo da una soluzione stazionaria del dominio fluido si effettua una operazione di morphing a valle della soluzione fluidodinamica, con un notevole guadagno di rapidità. È richiesto così un singolo trasferimento di dati tra il sistema strutturale e quello aerodinamico, in quanto i due sistemi vengono risolti un'unica volta.

Imponendo alla griglia aerodinamica la deformata di ogni modo proprio della struttura, solo i nodi vengono spostati per assecondare la deformazione, mentre gli elementi che li collegano vengono traslati rigidamente. La singola cella di mesh conserverà ancora la sua forma, anche se la posizione sarà variata, richiedendo un limitato numero di iterazioni per avere un aggiornamento della soluzione: compariranno infatti dei delta nelle forze aerodinamiche, dovuti proprio al cambiamento della posizione. Requisito necessario è che si rimanga in un campo di deformazioni relativamente piccole.

A partire da una configurazione di equilibrio è possibile, tramite simulazioni CFD, valutare la variazione instazionaria del vettore delle forze  $\underline{Q}(t)$  quando una legge temporale viene assegnata all'i-esimo grado di libertà modale, modificando la coordinata modale  $\underline{q}(t)$ . Eccitando solo la i-esima forma modale, la i-esima colonna della matrice di trasferimento aerodinamica può essere calcolata come rapporto tra la trasformata di Fourier del vettore  $\underline{Q}(t)$  e la trasformata di Fourier del segnale modale di ingresso  $\underline{q}(t)$  applicato al sistema aerodinamico.

La *i*-esima colonna della matrice di risposta in frequenza delle forze aerodinamiche generalizzate viene stimata come:

$$[H(\omega; V_\infty)]_i = \frac{\mathcal{F}(Q(t)^{(i)})}{\mathcal{F}(q(t)_i)} \quad 3$$

La conoscenza di tale matrice è necessaria al fine di condurre l'analisi di *flutter*. Questo fenomeno, dal punto di vista fisico, può essere considerato come l'insorgere di oscillazioni divergenti su una struttura elastica investita da un flusso. Dal punto di vista matematico invece, l'analisi di *flutter* di un sistema aeroelastico può essere considerata come l'osservazione del comportamento degli autovalori del sistema aeroelastico linearizzato

$$\left( [M]s^2 + [C]s + [K] - \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 [H(p; V_\infty)] \right) \underline{q}(s) = 0 \quad 4$$

ed invariante nel tempo al variare della velocità  $V_\infty$ , attorno ad una condizione di equilibrio e sotto l'ipotesi di piccole perturbazioni.

### MODELLO STRUTTURALE

Il problema strutturale agli autovalori è stato risolto con l'utilizzo del software Altair Radioss™, sia per lo *splitter* originale che per quello rinforzato, adottando un modello agli elementi finiti di circa 400k elementi bidimensionali. Nella figura 2 sono mostrate la geometria (sinistra) ed il relativo modello FEM (destra) dell'*assembly* anteriore della Dallara SP1, di cui lo *splitter* fa parte. Nella geometria è anche evidenziato in rosso l'irrigidimento interno inserito in seguito alla rilevazione dell'instabilità in pista.

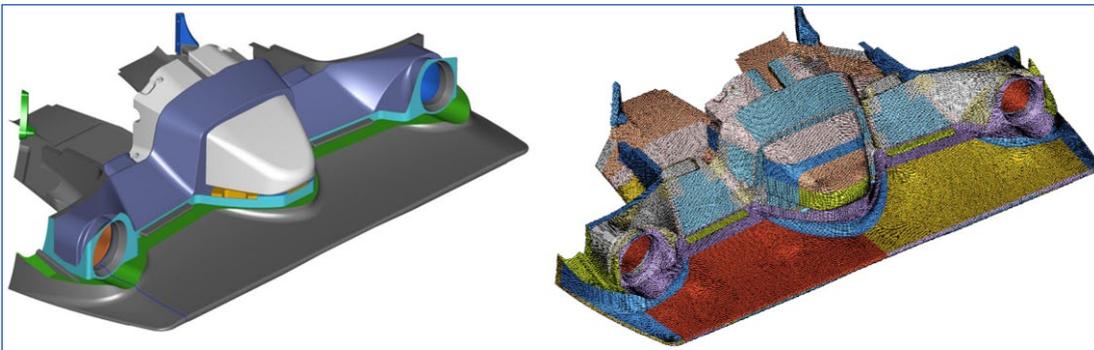


Figura 2 - Geometria dello *splitter* (sinistra) e modello agli elementi finiti (destra) utilizzati per l'analisi modale.

Le forme modali e le frequenze proprie ricavate sono:

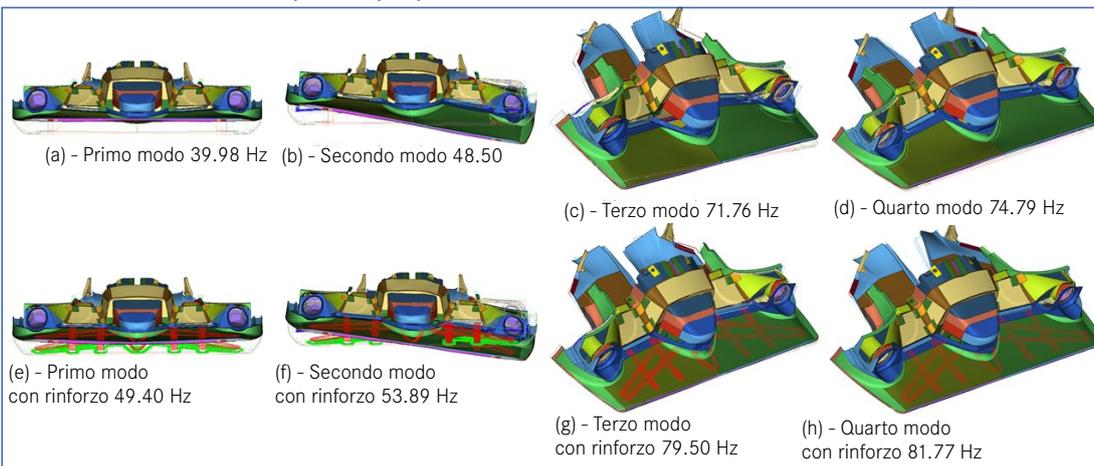


Figura 3 - Prime quattro forme modali per la geometria originale dello *splitter* (riga superiore) ed irrigidita (riga inferiore) con relative frequenze proprie.

Come ci si aspettava, le frequenze proprie della struttura rinforzata hanno valore più elevato; i primi due modi inoltre appaiono anche molto simili tra le due strutture. Per avere un feedback sulla correlazione tra i modi corrispondenti è stato utilizzato il *Modal Assurance Criterion*, con il calcolo della matrice dei MAC:

0.915	0.379	0.082	0.300
0.397	0.982	0.102	0.343
0.494	0.503	0.135	0.445
0.574	5.540	0.158	0.492

La presenza di termini vicini ad 1 solo nelle prime due posizioni sulla diagonale principale indica una quasi piena corrispondenza tra le prime due deformate modali della struttura senza e con il rinforzo. Analogamente, le ultime due posizioni sulla diagonale principale indicano una notevole differenza tra il terzo ed il quarto modo delle due strutture, dovuta proprio all'introduzione del rinforzo.

## MODELLO FLUIDODINAMICO

L'analisi CFD è stata condotta tramite solver ANSYS® Fluent®, utilizzando il modello di turbolenza *k-ε realizable* e la condizione al contorno di flusso incomprimibile. L'analisi è stata svolta su un dominio di calcolo da 240 milioni di celle, in cui la soluzione è stata calcolata solo su metà vettura e poi specchiata, sfruttandone le proprietà intrinseche di simmetria: l'onere computazionale è così metà rispetto a quello richiesto per la vettura intera. La soluzione stazionaria utilizzata per la linearizzazione numerica dei carichi aerodinamici è stata calcolata a 50 m/s.

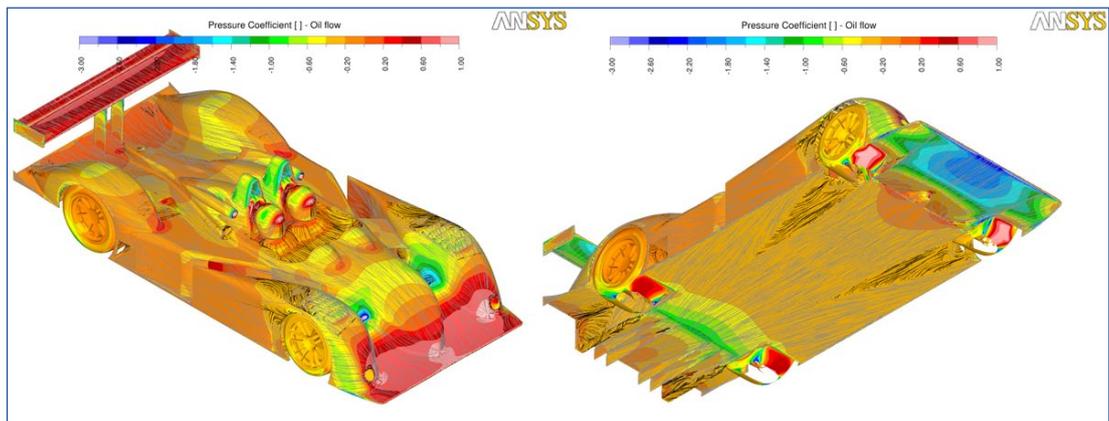


Figura 4 - Distribuzione del coefficiente di pressione sul body e sul fondo della vettura.

Le simulazioni instazionarie sono state eseguite in un intervallo di velocità tra 40 e 100 m/s, imponendo di volta in volta sullo *splitter* del modello aerodinamico le forme modali proprie della struttura (figura 3), tramite una legge temporale rappresentata da un gradino raccordato. I parametri caratterizzanti i gradini raccordati utilizzati sono riportati in figura 5.

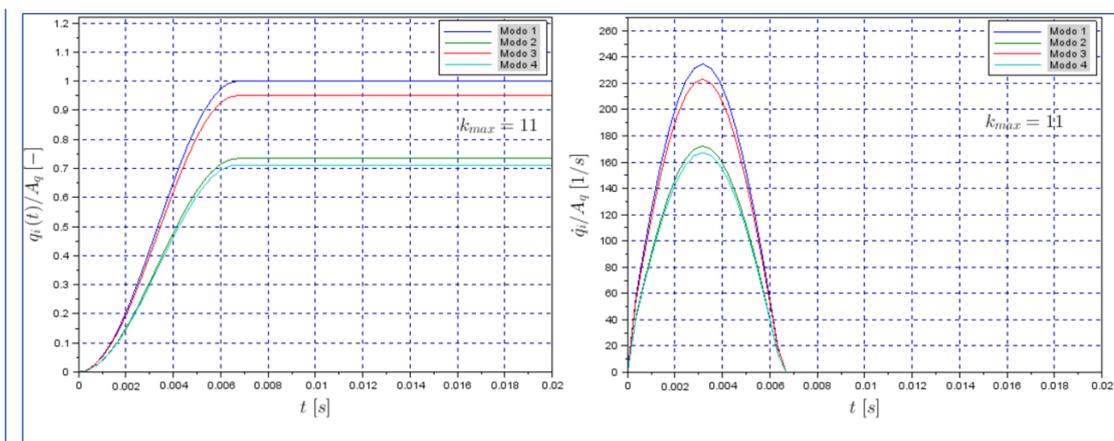


Figura 5 – Andamento dello spostamento generalizzato  $q_i$  e della velocità generalizzata  $\dot{q}_i$  per i gradini raccordati.

Da queste simulazioni è stato possibile calcolare la matrice delle forze aerodinamiche generalizzate  $[H(\omega; V_\infty)]$ . Ci si è serviti delle spline cubiche per interpolare i valori dei termini di tale matrice, calcolati finora solo per velocità discrete e frequenze ridotte, su tutto l'intervallo di velocità d'interesse.

### ANALISI DI FLUTTER

L'analisi del flutter, sulla configurazione di base e rinforzata dello *splitter*, è stata effettuata utilizzando il metodo di Newton-Raphson, tramite codice scritto in Scilab. Per definizione, il flutter è la condizione di limite di stabilità in cui alcuni autovalori si trovano sull'asse immaginario del piano complesso, caratterizzata da:

- frequenza critica di flutter  $\omega_{cr}$ ,
- velocità critica di flutter  $V_{cr}$ ,
- modo di flutter.

Si è analizzato perciò il comportamento degli autovalori della parte elasto-meccanica del sistema (equazione 4) sotto l'azione dell'aerodinamica. Può accadere infatti che i poli, a causa proprio dell'aerodinamica, si spostino nel semipiano destro, causando instabilità dinamica: giungono cioè ad avere smorzamento nullo in corrispondenza di una certa velocità, oltre la quale lo smorzamento diventa anche negativo. L'andamento riportato nella figura 6 di  $g$ , norma delle componenti reale ed immaginaria di  $s$ , in funzione della velocità, mostra un attraversamento molto netto nel semipiano positivo per il primo modo proprio (indicatori blu) di ambedue le configurazioni, rinforzata e non, dello *splitter*, dimostrando l'insorgenza di tale fenomeno di instabilità.

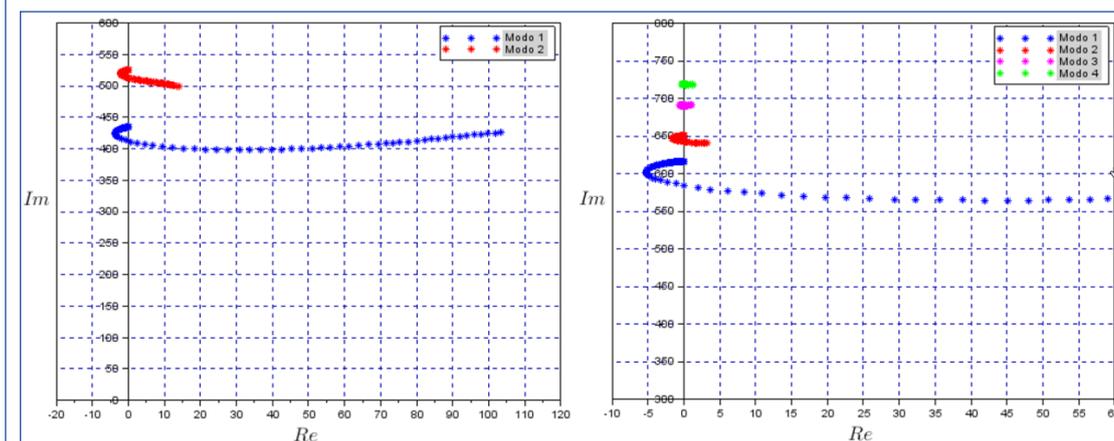


Figura 6 – Luogo delle radici per lo *splitter* originale (sinistra) e con l'irrigidimento (destra)

Per la geometria originale dello *splitter* si è calcolata una velocità critica  $V_{cr}$  di 47.6 m/s ed una frequenza di 65.7 Hz, mentre per quella rinforzata una  $V_{cr}$  pari a 68.1 m/s ed una frequenza di 73.1 Hz. La presenza del rinforzo gioca perciò un ruolo importante nello spostare l'insorgenza del fenomeno di *flutter* al di fuori dell'intervallo operativo del veicolo. In figura 7 sono riportati anche i grafici  $V-f$  e  $V-g$ .

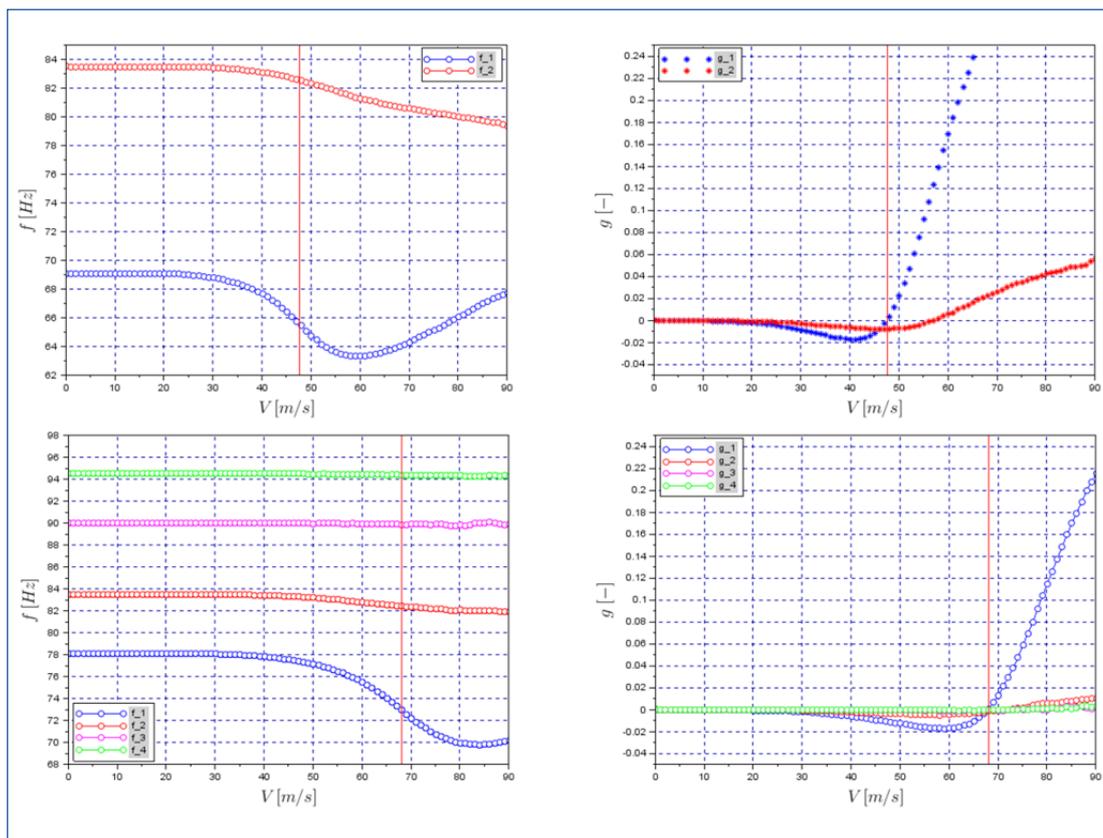


Figura 7 - Grafici  $V-f$  e  $V-g$  per la struttura originale (sopra) e per quella rinforzata (sotto).

Per ultimo, si è calcolato il contributo alla deformata di *flutter* dei singoli modi, da cui si è avuta la conferma che, per ambedue le geometrie, è il primo modo a fornire contributo maggiore. Nella figura 8 sono riportati gli estremi inferiore e superiore della deformata di *flutter*, amplificati di 30 volte.

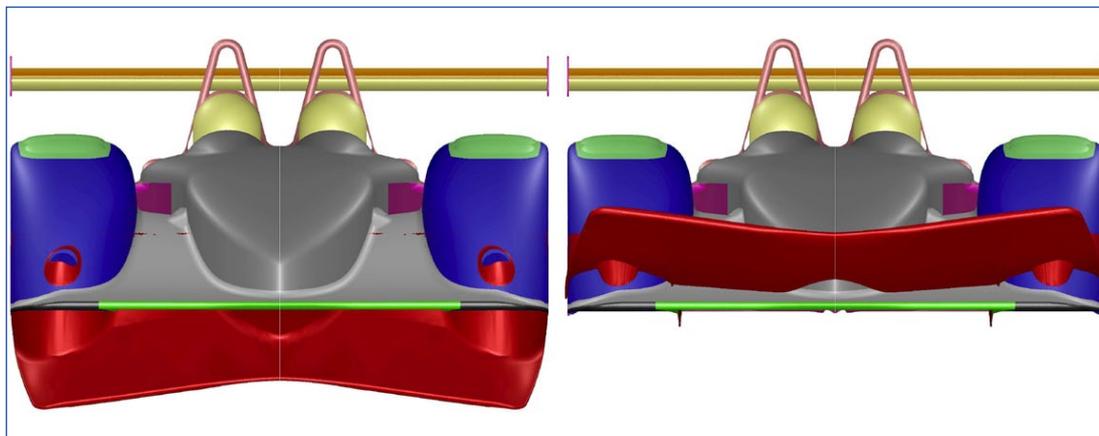


Figura 8 - Estremo inferiore e superiore della deformata di *flutter*, amplificato 30 volte.

In conclusione, la velocità critica osservata sperimentalmente essere all'interno del range operativo della vettura, è stata catturata in maniera abbastanza accurata dal modello, con una sottostima pari a 13,9 m/s sia per la geometria originale dello *splitter*, che per quella irrigidita. Questa differenza è imputabile ad un modello strutturale non sufficientemente dettagliato, specialmente per quanto concerne i vincoli presenti nel modello, e per le semplificazioni adottate nelle simulazioni aerodinamiche instazionarie, dettate principalmente da limiti computazionali. Queste infatti, sfruttando l'intrinseca proprietà di simmetria della vettura rispetto al suo piano di mezzeria, hanno interessato l'utilizzo della sola metà di destra, ma in questo modo sono stati forzati alla simmetria anche i modi propri strutturali non simmetrici. Inoltre, per accelerare la convergenza del calcolo CFD, le ruote anteriori sono state rimosse.

## BIBLIOGRAFIA

- [1]. Biancolini, M., Chiappa, A., Giorgetti, F., Groth, C., Cella, U., Salvini, P., 2018. A balanced load mapping method based on radial basis functions and fuzzy sets. *International Journal for Numerical Methods in Engineering* 115, 1411–1429.
- [2]. Biancolini, M., Viola, I., Riotte, M., 2014. Sails trim optimisation using CFD and RBF mesh morphing. *Computers & Fluids* 93, 46–60. URL:<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0045793014000140>, doi:10.1016/j.compfluid.2014.01.007.
- [3]. Biancolini, M.E., 2012. Mesh Morphing and Smoothing by Means of Radial Basis Functions (RBF), in: *Handbook of Research on Computational Science and Engineering*. IGI Global. volume I, pp. 347–380. doi:10.4018/978-1-61350-116-0.ch015.
- [4]. Castronovo, P., Mastroddi, F., Stella, F., Biancolini, M.E., 2017. Assessment and development of a ROM for linearized aeroelastic analyses of aerospace vehicles. *CEAS Aeronautical Journal* 8, 353–369. URL: <http://link.springer.com/10.1007/s13272-017-0243-6>, doi:10.1007/s13272-017-0243-6.
- [5]. Di Domenico, N., Groth, C., Wade, A., Berg, T., Biancolini, M., 2018. Fluid structure interaction analysis: vortex shedding induced vibrations. *Procedia Structural Integrity* 8, 422–432. URL:<https://doi.org/10.1016/j.prostr.2017.12.042><http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S2452321617305358>, doi:10.1016/j.prostr.2017.12.042.
- [6]. Groth, C., Chiappa, A., Porziani, S., Biancolini, M., Jacoboni, E., Seriola, E., Mastroddi, F., 2019. Multiphysics numerical investigation on the aeroelastic stability of a Le Mans Prototype car. *AIAS 2019 International Conference on Stress Analysis. Procedia Structural Integrity* 00 (2019) 000–000
- [7]. Jacoboni, E., Mastroddi, F., Seriola, E., 2013. Studio della stabilità aeroelastica di una vettura prototipo Le Mans LMP2.
- [8]. Romanelli, G., Seriola, E., 2007. Un approccio libero alla moderna elasticità strutturale.