

Расчетное исследование современных методов определения нагрузки на крыло ЛА

В.В. Чедрик

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского

Важной задачей для оценки прочности конструкции летательного аппарата (ЛА), является определение действующих на него аэродинамических нагрузок. Современные методы для определения аэродинамических нагрузок, действующих на крыло можно разделить на два типа. К первому типу относятся методы линейной аэродинамики. Аэродинамическая модель в этих методах представляет собой набор поверхностных несущих элементов. Существует ряд преимуществ и недостатков методов линейной аэродинамики. В качестве преимуществ можно выделить простоту освоения, быстрое создание аэродинамической модели, относительно небольшое количество теорий моделирования и быстрый расчет аэродинамических нагрузок. Основным недостатком методов линейной аэродинамики является завышение коэффициента подъемной силы при обтекании модели на больших углах атаки и при числах Маха близким к 1 (трансзвук), что сказывается на точности определения аэродинамической нагрузки. Второй тип, объединяет методы нелинейной аэродинамики. В отличие от первой категории аэродинамическая модель представляется в ней объемным телом. Эти методы лишены недостатков линейных методов, однако они имеют ряд сложностей. Нелинейные методы требуют больших вычислительных мощностей и построение качественных сеток, они не просты в освоении, т.к. имеют большой набор теорий моделирования, выбрав необходимую, можно получить решение с хорошей точностью.

Целью работы является проведение сравнительных исследований линейных и нелинейных методов определения нагрузки действующей на крыло ЛА. В качестве линейного метода используется Doublet-Lattice метод (DLM) реализованный в пакете MSC/NASTRAN [1]. Для определения нагрузок нелинейным методом использовалась теория вязкого ламинарного течения k -epsilon, реализованная в коммерческом продукте ANSYS/Fluent [2]. Для различных расчетных случаев приводится сравнение характеристик, таких как суммарная подъемная сила, распределение перерезывающей силы, изгибающего и крутящего моментов вдоль оси жесткости, распределения коэффициента аэродинамического давления вдоль хорд и положения центра аэродинамического давления вдоль размаха.

На основе проведенного исследования проведена корректировка DLM модели, исходя из данных полученных в ANSYS/Fluent. Исследуется точность определения получаемых нагрузок с помощью скорректированной DLM модели. Для передачи нагрузок на конечно-элементную (КЭ) модель используются методы, реализованные в пакете MSC/NASTRAN [3]. Особое внимание уделено рассмотрению качества передачи нагрузки из аэродинамической модели на КЭ модель. Приводится сравнение НДС силовой конструкции крыла для нагрузок, полученных различными методами.

Литература

1. *Rodden W.P., Johnson E.H.* MSC/Nastran Aeroelastic Analysis User's Guide, V68. – The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, CA, 2014.
2. *Снегирёв А.Ю.* Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учебное пособие. – СПб.: Издательство Политехнического университета, 2009. – 143 с.
3. MSC.FlightLoads and Dynamic User's Guide, Version 2006, MSC.Software Corporation, Santa Ana, CA, 2006.