

УДК 004.94

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ФОРМИРОВАНИЯ ГЕОМЕТРИЧЕСКОГО ОБЛИКА САМОЛЕТА С ПРИМЕНЕНИЕМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Климов Е. А., Лукьянов О. Е.

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

При проектировании летательных аппаратов по современным требованиям наблюдается необходимость в сокращении времени предварительного выбора облика при повышении общей эффективности будущего летательного аппарата. Сокращения времени проектирования можно достичь за счет полной или частичной автоматизации процесса, а повысить эффективность проектируемого летательного аппарата можно при помощи междисциплинарного математического моделирования, что ведет к необходимости совместного применения различных высокоточных математических моделей. Необходимым условием получения конкурентоспособного изделия является использование оптимизации на начальных стадиях проработки проекта.

Для проведения оптимизации параметров самолета требуется выбрать целевую функцию, в качестве которой может выступать один из критериев эффективности летательного аппарата. При формировании внешнего облика самолета целевой функцией оптимизации может служить взлетная масса самолета, вычисляемая через уравнение баланса его масс:

$$m_0 = \frac{m_{ц.н} + m_{сл}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{су} + \bar{m}_T + \bar{m}_{об})},$$

где $m_{ц.н}$, $m_{сл}$ – абсолютные массы целевой и служебной нагрузок относительные массы крыла, $\bar{m}_{кон}$, $\bar{m}_{су}$, \bar{m}_T , $\bar{m}_{об}$ – относительные массы конструкции (крыла, фюзеляжа, оперения и шасси), силовой установки, топлива и оборудования [1].

Вычисление слагаемых уравнения существования затрагивает различные научные дисциплины, так как потребная масса топлива отражает аэродинамическую эффективность ЛА, а относительная масса его конструкции является показателем весового совершенства. Таким образом, расчет взлетной массы самолета требует организации совместной работы двух вычислительных пакетов: аэродинамического для вычисления массы топлива и конечно-элементного для определения массы конструкции. Авторами данной работы был создан программный пакет, в котором реализовано совместное применение двух высокоточных математических моделей: метод дискретных вихрей [2] для определения аэродинамических характеристик ЛА и модель тела переменной плотности [3] для определения массы конструкции крыла самолета. Для реализации метода дискретных вихрей применяется программа, специально разработанная авторами данного программного комплекса. Для реализации модели тела переменной плотности используется конечно-элементный комплекс Ansys APDL Mechanical. Программный комплекс, предложенный авторами, обладает рядом важных достоинств.

1. Полная автоматизация процесса вычисления взлетной массы.
2. От пользователя не требуется знания конечно-элементного или аэродинамического пакетов.
3. Организован учет деформаций крыла, возникающих под действием воздушной нагрузки, на его аэродинамические характеристики.

Данный пакет может быть применен на начальных стадиях проектирования летательного аппарата для вычисления его взлетной массы, а также выбора оптимальных значений его геометрических характеристик.

Библиографический список

1. Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлов О. С. Основы автоматизированного проектирования самолетов: Учеб. Пособие для студентов авиационных специальностей вузов, М.: Машиностроение, 1986 – 232 с., ил.
2. Н.Ф. Краснов, Е.Э. Боровский, А.И. Хлупнов. Основы прикладной аэрогазодинамики. В 2 кн. Кн. 1.Аэро-075 динамика крыла (профиля), корпуса и их комбинации: учебное пособие для техн. вузов / *Н.Ф. Краснов, Е.Э. Боровский, А.И. Хлупнов*; Под ред. Н.Ф. Краснова. – М.: Высш. шк., 1990-336 с.: ил.
3. Комаров, В. А. Выбор облика летательного аппарата с использованием технологии многодисциплинарной оптимизации [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / В. А. Комаров, А. С. Кузнецов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (7 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).