

**Исследование изменения структуры течения вокруг профиля при ускорении летательного аппарата с до- до сверхзвуковых скоростей при полете на постоянной высоте.**

М.А. Севостьянов, М.Е. Архипов

Московский физико-технический институт (государственный университет)

Структура течения вокруг профилей и их характеристики при обтекании стационарным потоком (постоянная скорость, полное давление, температура и т.д.) на сегодняшний день получаются при помощи численного моделирования или трубных испытаний. Результаты таких исследований широко используются при проектировании аэродинамической компоновки ЛА. Однако известно, что при обтекании профиля нестационарным потоком (например, с переменным углом атаки или переменной скоростью), характер обтекания и аэродинамические характеристики «плывут» и перестают соответствовать аналогичным при стационарном обтекании. Примером может послужить стационарный  $C_y$  на угле атаки 5 градусов, который будет меньше, чем при нестационарном обтекании того же профиля на том же угле атаки, но движущегося с положительной угловой скоростью. Данная работа нацелена на исследование изменения структуры течения вокруг профиля крыла при ускорении ЛА от  $M=1$  до  $M=2.5$  на постоянной высоте.

Все численные исследования в работе были проведены путем решения уравнений RANS с замыканием моделью турбулентности SST, так же в расчетах на малых числах Маха ( $M < 0,3$ ) дополнительно использовалась модель ламинарно-турбулентного перехода Ментора в среде ANSYS CFX. Путем численного моделирования обтекания симметричного профиля толщиной 5% вязким газом получены поляры  $C_{ya}(C_{xa})$  в широком диапазоне чисел Маха. Найдена зависимость коэффициента лобового сопротивления и угла атаки от скорости ЛА при постоянной подъемной силе. С использованием скоростной тяговой характеристики воздушного реактивного двигателя, типичного для исследуемого класса летательных аппаратов, выведена зависимость скорости ЛА от времени полета. Получена зависимость угла атаки от времени.

Проведено численное моделирование полета ЛА на постоянной высоте с ускорением от  $M=0.1$  до  $M=2.5$  с постоянной подъемной силой. Полученные аэродинамические характеристики сопоставлены с аналогичными стационарными, для более точного сравнения были проведены дополнительные расчеты стационарного обтекания профиля на режимах  $M = [0.1; 2.5]$  с шагом 0.2 и точностью выдерживания угла атаки в третьем знаке после запятой.

### Литература

1. *Снегирёв А.Ю.* Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: Учебное пособие. - СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. - 143 с.
2. *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости и газа. - 7-е изд, испр.. - М.: Дрофа, 2003. - 840 с.