ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В БЛИЖНЕМ СЛЕДЕ ЗА ДОННЫМ СРЕЗОМ МОДЕЛИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Е. Борисов, А.Е. Луцкий, **Я.В. Ханхасаева**

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, г. Москва

borisov@keldysh.ru, allutsky@yandex.ru, hanhyana@mail.ru

Одной из важнейших задач численного моделирования сверхзвукового обтекания летательных аппаратов (ЛА) является корректное определение их аэродинамических характеристик. В связи с этим, особенно актуален вопрос изучения особенностей течений в протяженных отрывных зонах в донной области и следе вниз по потоку с целью определения донного сопротивления, которое вносит значительный вклад в общее сопротивление ЛА [1]. Выбор используемой математической модели оказывает значительное влияние на конечный результат.

Методы на основе RANS (URANS) уравнений были разработаны для прогнозирования таких важных характеристик течения как сила, момент, скорость и т. д., но не были напрямую предназначены для моделирования сложных нестационарных когерентных структур, колебаний давления или турбулентных напряжений, наблюдаемых в донном течении. Однако методы данного класса широко используются и для анализа различных донных конфигураций. LES метод хорошо справляется с крупномасштабными нестационарными течениями, зависящими от времени и геометрии, однако требует существенно лучшего разрешения расчетной сетки. Гибридные методы типа RANS/LES и DES используют комбинации описанных выше методов в зависимости от характеристик течения. При этом используемая в любом из этих методов модель турбулентности должна с хорошей точностью моделировать пристеночную турбулентность [2,3].

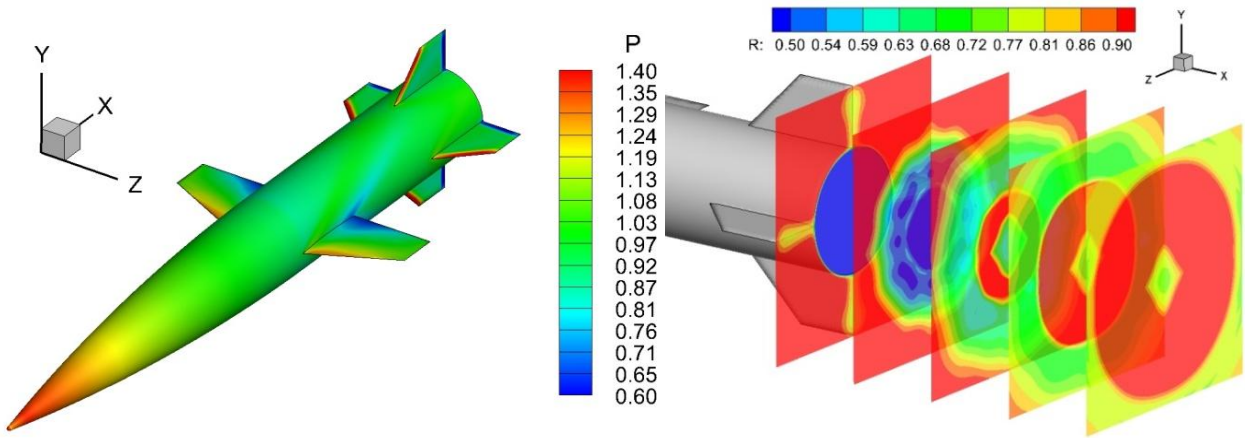

Рис.1. Модель ЛА с распределением давления (слева), срезы распределения плотности в донном течении, расчет с SA, α = 0° (справа).

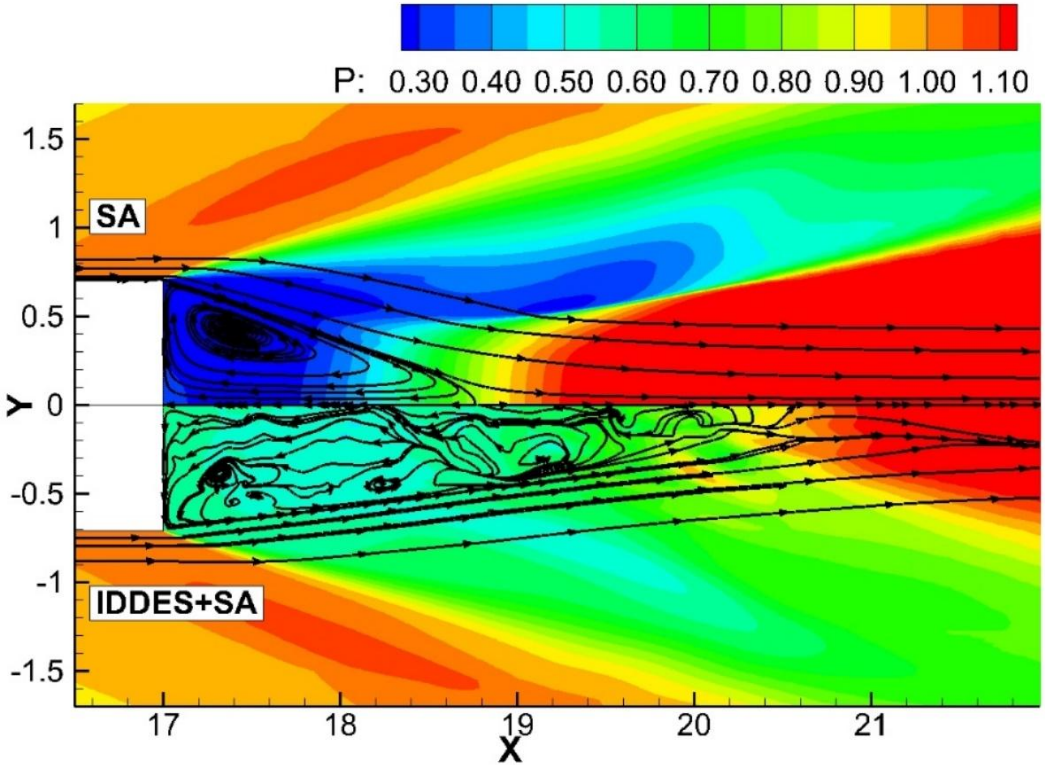

Рис. 2. Структура течения в донной области, расчет с моделью SA (сверху) и гибридным методом IDDES+SA (снизу), α = 0° (справа).

В настоящей работе представлены результаты численного исследования сверхзвукового обтекания модели летательного аппарата, оснащенного крыльями и хвостовым оперением (Рис. 1). Рассмотрены несколько режимов полета при числе Маха M = 2.5 и углах атаки α = 0°, 5°. Моделирование проводилось с помощью разработанного авторами программного комплекса для расчета трехмерных турбулентных течений вязкого сжимаемого газа на основе уравнений URANS с моделями турбулентности Спаларта–Аллмараса (SA), SST Ментера и реализованным на основе модели SA гибридным методом IDDES. Исследовано влияние выбора модели турбулентности на характер течения в донной области.

Работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (Госзадание).

Список литературы:

1. Herrin J.L., Dutton J.C. Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. Issue 1. Pp. 77–83.
2. Simon F., Deck S., Guillen P., Sagaut P. Reynolds-Averaged Navier-Stokes/Large-Eddy Simulations of Supersonic Base Flow // AIAA Journal. 2006. Vol. 44. Issue 11. Pp. 2578–2590.
3. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности: учебное пособие. – СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2016. 234 с.