

# Опыт использования программного комплекса *FlowVision* в процессе проектирования ракетно-космической техники в РКК «Энергия» им. С.П. Королева

А.А. Дядькин, Т.В. Симакова, Ракетно-космическая корпорация «Энергия»

Использование численных методов решения задач аэрогазодинамики и теплообмена и соответствующих программных комплексов (ПК) в проектных исследованиях в конструкторских бюро (КБ) имеет определенную специфику. Это связано прежде всего с ответственностью, которая лежит на расчетчиках, занимающихся прогнозированием аэродинамических характеристик ракетно-космических систем для решения вопросов баллистики, устойчивости и управляемости, нагрузок и прочности, выбора органов управления и др. Ошибка, допущенная на ранних стадиях проектирования может привести к непоправимым последствиям на последующих стадиях работ. Поэтому промышленному использованию в КБ любых ПК предшествует тестирование на задачах, аналогичных решаемой, по которым имеется экспериментальная и или надежная расчетная информация.

Решаемые в КБ задачи разноплановы – это и вопросы аэродинамики моно- и многоблочных ракет-носителей (РН) на участке выведения, пилотируемых кораблей крылатых и типа «несущий корпус» на участке возвращения с орбиты, отработавших блоков и элементов конструкции, это и задачи течения газа внутри отсеков РН и воздействия струй двигательных установок (ДУ) на элементы стартовых сооружений и др. Разнообразие форм летательных аппаратов (ЛА) и режимов их эксплуатации ( $M_\infty$ ,  $\alpha$ ,  $H$ ) существенно усложняет использование ПК в силу необходимости проведения в ограниченные по времени сроки большого объема тестовых расчетов для выявления области их применения.

В условиях КБ длительность определения предварительных аэродинамических характеристик (АХ) на стадии выбора аэродинамической компоновки ЛА, как правило, не превышает 1- 2 месяцев. При этом характеристики должны быть определены в широком диапазоне изменения параметров набегающего потока ( $M_\infty \sim 0 \div 10$ ,  $\alpha_p \sim 0 \div 90^\circ$ ,  $\varphi_p \sim 0 \div 180^\circ$ ) для двух – трех вариантов компоновки (~ 1000 расчетных случаев). Необходимость получения большого объема информации в ограниченные сроки делает актуальными вопросы выбора оптимальных расчетных сеток и областей с целью минимизации времени счета при сохранении достоверности получаемой информации и внедрения многопроцессорных версий ПК.

Технология и сценарий использования ПК *FlowVision* в РКК «Энергия» показаны на схеме рис.1.

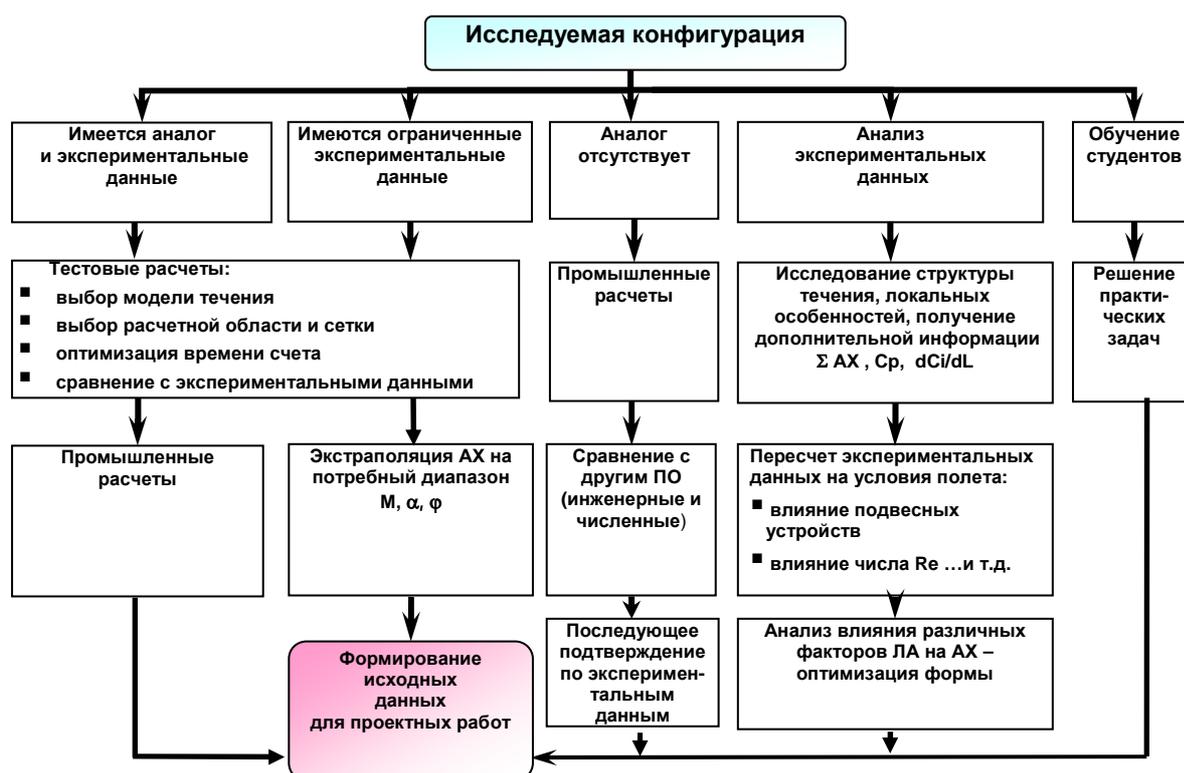


Рис.1 Технология и сценарии использования программного обеспечения

Практически во всех сценариях использования ПК промышленному расчету предшествуют тестовые расчеты, которые позволяют правильно выбрать модели течения, наиболее адекватно описывающие физические явления, присущие рассматриваемой задаче.

За период с 1995 по 2007 годы ПК FlowVision использовался в РКК «Энергия» для решения следующих задач внутренних и внешних течений:

1. Исследование структуры течения воздуха, втекающего в спускаемый аппарат (СА) «Союз» на участке возвращения, а также возможности конденсации паров воды на поверхности струи втекающего воздуха;
2. выбор оптимальной конфигурации устройств подачи термостатирующего воздуха и организация его течения внутри отсеков РН для обеспечения теплового режима выводимых космических аппаратов (КА) в процессе наземной подготовки;
3. исследование ветровых аэродинамических характеристик РКН «Зенит-3SL» морского базирования с учетом влияния стартовой платформы (СП) «Одиссей» и в процессе перегрузки РКН со стартово-командного судна на СП;
4. определение суммарных и распределенных аэродинамических характеристик РН и ее космической головной части при до- и сверхзвуковых скоростях в расширенном (до  $15^\circ$ ) по сравнению с экспериментальным (до  $8-9^\circ$ ) диапазоне изменения углов атаки;
5. расчет аэродинамических характеристик перспективного многоразового корабля «Клипер» типа «несущий корпус» для участка возвращения с орбиты Земли ( $M_\infty \sim 0,6 \div 6$ ,  $\alpha \sim 0 \div 40^\circ$ ) и оптимизация его формы, исследование влияния на АХ подвесных устройств – державок при проведении модельных экспериментальных исследований в аэродинамических трубах;
6. расчет аэродинамических характеристик многоразового крылатого корабля «Клипер» для сравнительного анализа и выбора принципиальной компоновочной схемы – низкоплан, высокоплан, среднеплан со специальной профилированной нижней поверхностью ЛА;
7. определение силового и теплового воздействий струй ДУ РКН «Зенит-3SL» на СП в процессе старта и выбор конфигурации устройств для снижения воздействий; и другие.

Ниже приводятся некоторые результаты этих исследований.

В процессе спуска одного из кораблей «Союз» космонавты наблюдали появление струи «дыма» в салоне на участке движения СА после вскрытия в корпусе корабля дыхательного отверстия, предназначенного для уменьшения перепада давлений между внутренней и внешней средой. В качестве одной из версий появления «дыма» рассматривался вариант конденсации паров воды внутренней атмосферы СА с температурой  $\sim 20^\circ \text{C}$  на поверхности струи холодного ( $T \approx -26^\circ \text{C}$ ) атмосферного воздуха, втекающего со скоростью  $\sim 5,5 \text{ м/с}$  через дыхательное отверстие. Совместные расчетные исследования РКК «Энергия» и фирмы ТЕСИС с использованием FlowVision подтвердили эту гипотезу. Конфигурация предельной поверхности струи воздуха, на которой возможна конденсация паров воды, показана на рис. 2. Космонавты, наблюдавшие появление струи «дыма» из-под приборного щита СА, подтвердили идентичность расчетной и наблюдавшейся картины.

В процессе эксплуатации РКН «Зенит-3SL» возникла необходимость в АХ на углах атаки от  $0$  до  $15^\circ$ . Экспериментальные исследования, на базе которых выпускалась документация, были проведены в диапазоне углов атаки от  $0$  до  $9^\circ$ . Для экстраполяции экспериментальных данных использовался ПК FlowVision. Предварительно возможность его использования для расчета АХ при больших  $\alpha$ , когда становится существенным влияние вязкости, апробирована на примере расчета тела оживало-цилиндр ( $\lambda_{ож} = 1,07$ ,  $\lambda_{ц} = 7,0$ ) при  $M = 0,6$ , числе Рейнольдса  $Re_d = 6,65 \times 10^5$  и при  $M = 4,0$ ,  $Re_d = 19,5 \times 10^5$ . Результаты тестовых расчетов представлены на рис. 3. Результаты экстраполяции экспериментальных данных для КГЧ представлены на рис. 4.

Программный комплекс FlowVision использован также для сравнительного анализа различных вариантов возвращаемого аппарата (ВА) корабля «Клипер» (рис.5). Предварительные сравнения расчетных и экспериментальных данных для исходного варианта компоновки показало их удовлетворительное согласование и возможность использования FlowVision для оптимизации аэродинамической формы. В процессе оптимизации, в частности, показано, что с точки зрения аэродинамики, верхнюю образующую ВА целесообразно выполнить в виде гладкой кривой без изломов (рис.6).

Выводы:

1. Многолетняя практика РКК «Энергия» показала, что ПК FlowVision является эффективным инструментом решения самых различных задач аэродинамики в условиях КБ при условии его предварительного тестирования с использованием экспериментальных данных по аналогам.

2. Целесообразно усовершенствовать технологию внедрения новых версий FlowVision путем их предварительного тестирования на разноплановых задачах, решенных ранее с использованием предыдущих версий.

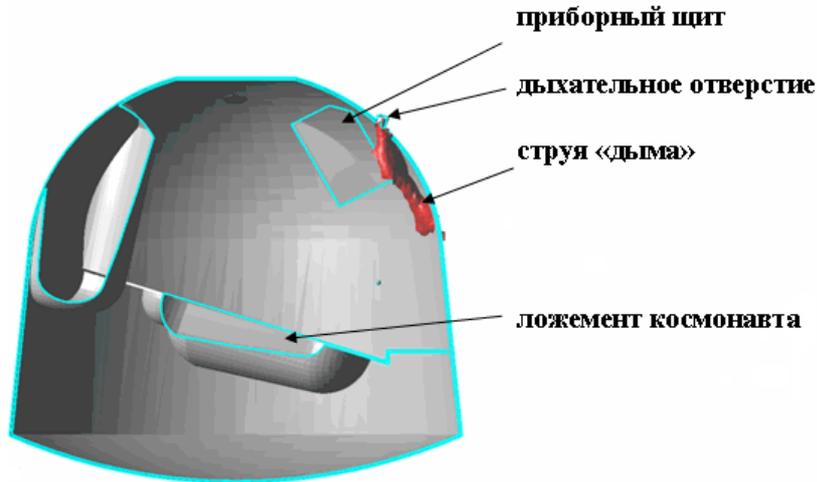


Рис. 2 Предельная поверхность конденсации паров воды на поверхности струи холодного воздуха, втекающего в СА «Союз» на участке спуска

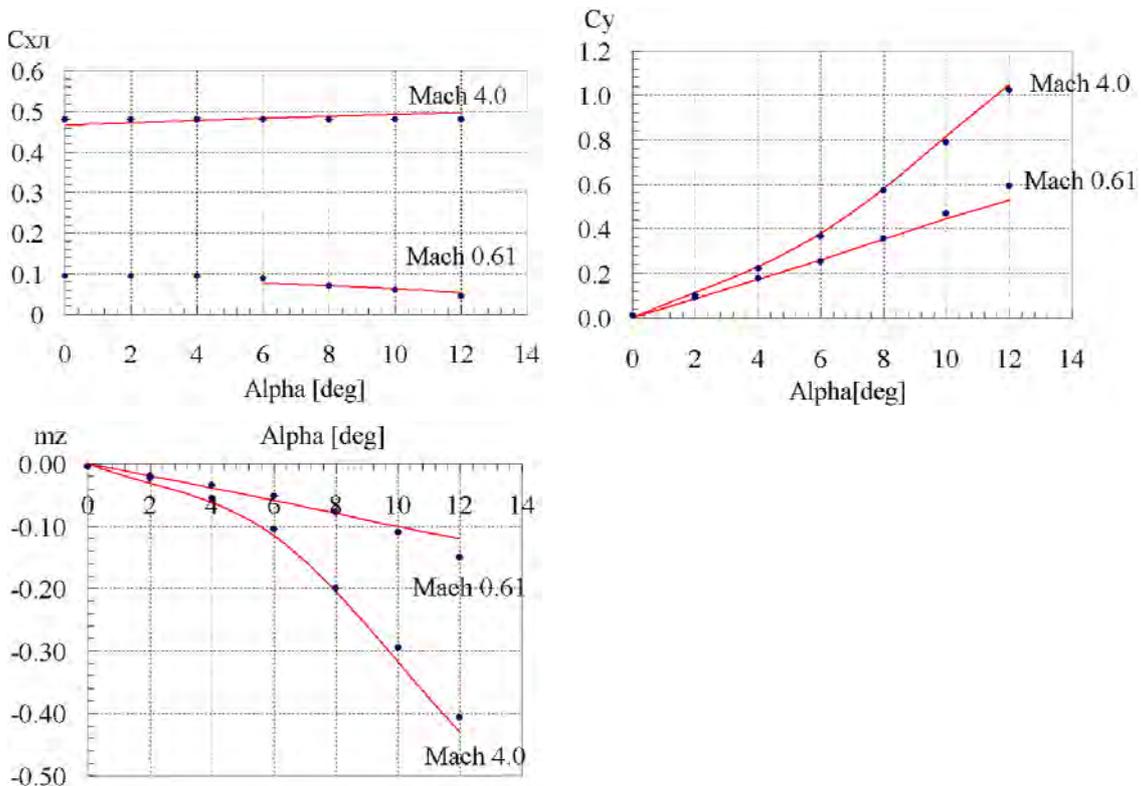


Рис. 3 Результаты тестового расчета аэродинамических характеристик тела оживалоцилиндр (маркеры – расчет, линия – эксперимент ЦАГИ)



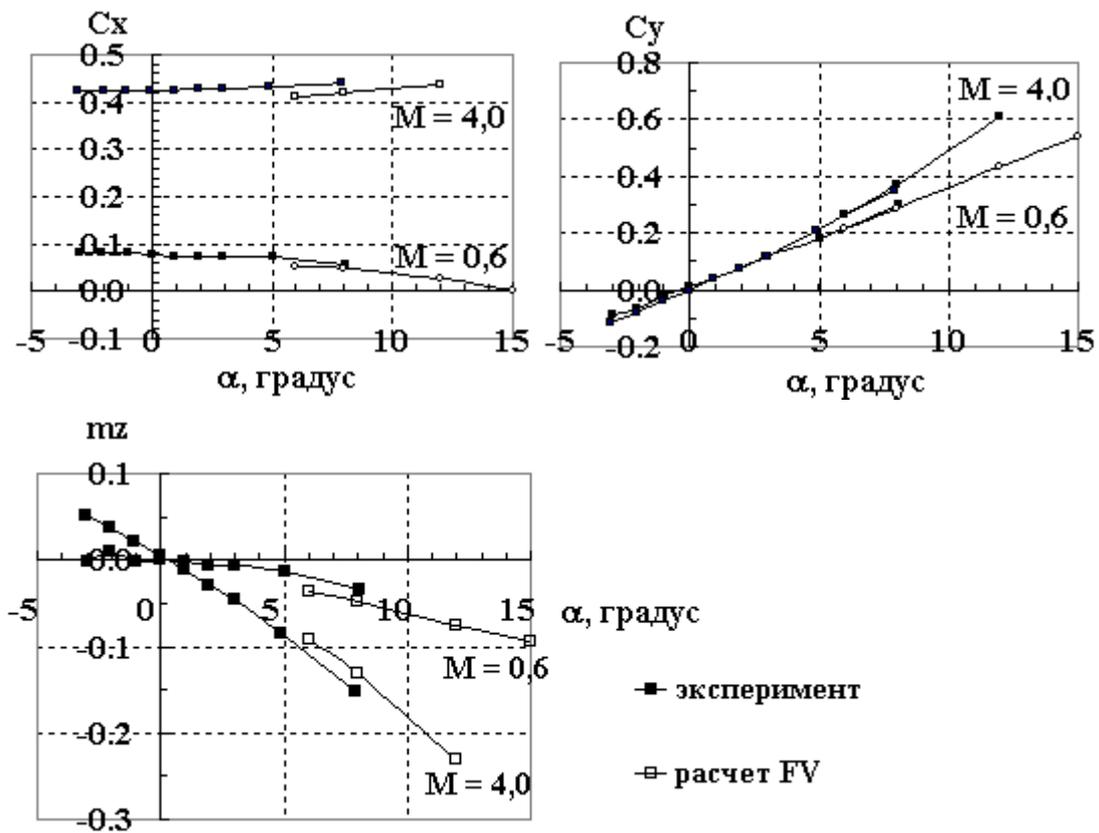


Рис.4 Экстраполяция результатов экспериментальных исследований аэродинамических характеристик КГЧ на расширенный диапазон углов атаки



А). Базовый вариант



Б). Вариант с гладкой верхней образующей

Рис. 5 Варианты формы ВА «Клипер»

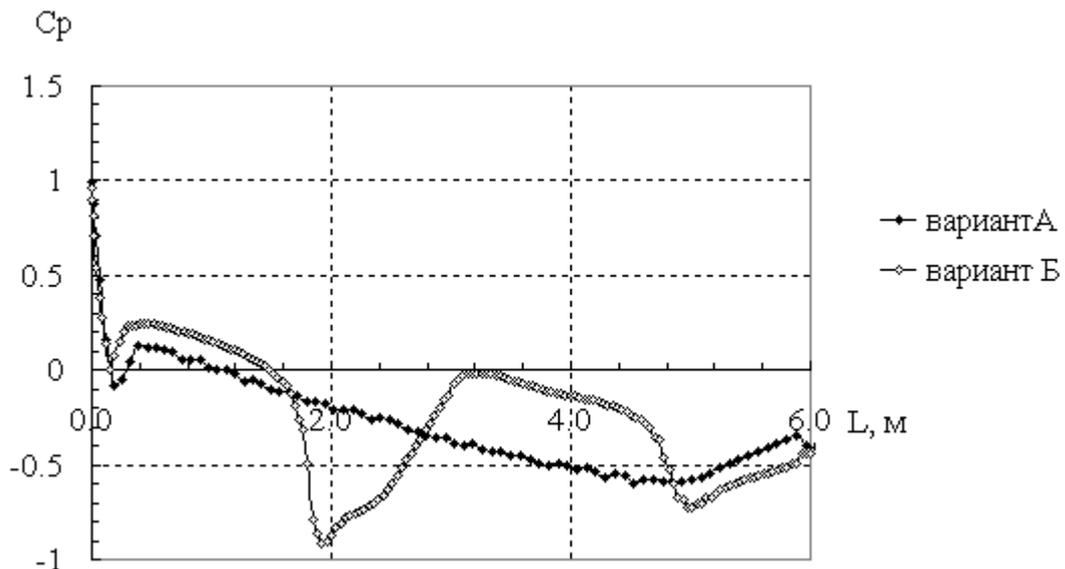


Рис.6 Распределение коэффициента давления по верхней образующей ВА при  $M_\infty = 0,92, \alpha = 0$