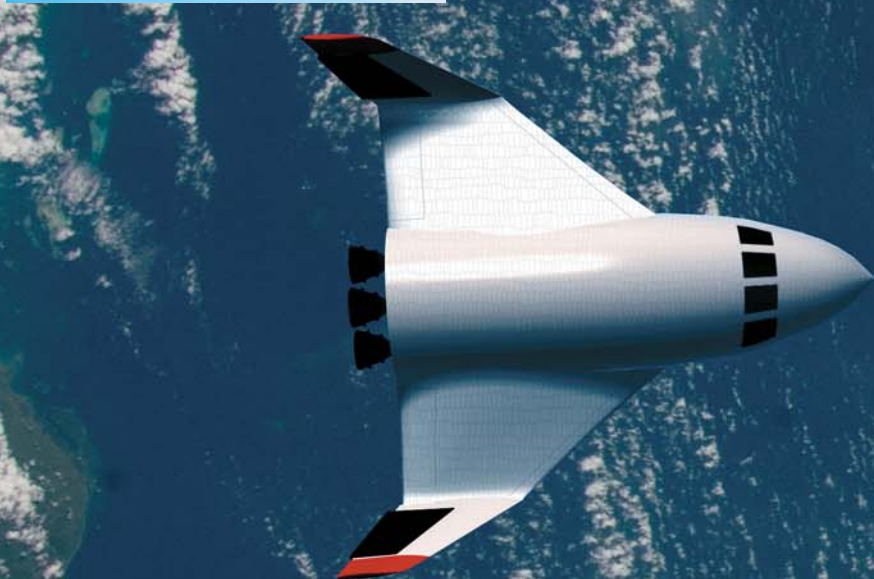


Э. КРАУЗЕ, А. М. ХАРИТОНОВ



Аэрокосмический транспорт БУДУЩЕГО

Мощным толчком ракета вертикально поднимается со стартовой площадки и уходит ввысь... Эта привычная с 1960-х гг. картина в скором времени может кануть в Лету. На смену одноразовым космическим системам и «челнокам» должно прийти новое поколение аппаратов – воздушно-космические самолеты, которые будут обладать способностью взлетать и приземляться горизонтально, подобно обычным авиалайнерам



КРАУЗЕ Эгон – заслуженный профессор, с 1973 по 1998 гг. – директор Аэродинамического института Рейн-Вестфальской технической высшей школы (RWTH) (Ахен, Германия). Лауреат премии Общества Макса Планка, почетный доктор Сибирского отделения РАН



ХАРИТОНОВ Анатолий Михайлович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). Заслуженный деятель науки РФ, лауреат премии Совета Министров СССР (1985). Автор и соавтор около 150 научных работ и 2 патентов

Дальнейшее развитие космонавтики определяется необходимостью интенсивной эксплуатации космических станций, развития систем глобальной связи и навигации, мониторинга окружающей среды в планетарном масштабе. Для этих целей в ведущих странах мира ведутся разработки *воздушно-космических самолетов* (ВКС) многократного использования, которые позволят существенно снизить стоимость доставки грузов и людей на орбиту. Это будут системы, характеризующиеся возможностями, наиболее актуальные из которых следующие:

- многоразовое использование для вывода на орбиту производственных и научно-технических грузов с относительно небольшим промежутком времени между повторными вылетами;
- возвращение аварийных и отработавших конструкций, засоряющих космос;
- спасение экипажей орбитальных станций и космических кораблей в аварийных ситуациях;
- срочная разведка районов стихийных бедствий и катастроф в любой точке земного шара.

В странах с развитыми авиационно-космическими

технологиями достигнуты большие успехи в области высоких скоростей полета, которые определяют потенциальную возможность создания широкого спектра гиперзвуковых воздушно-реактивных самолетов. Есть все основания полагать, что в будущем пилотируемая авиация освоит скорости от чисел Маха $M = 4-6$ до $M = 12-15$ (пока держится рекорд $M = 6,7$, установленный еще в 1967 г. американским экспериментальным самолетом X-15 с ракетным двигателем).

Если говорить о гражданской авиации, то освоение больших скоростей чрезвычайно важно для интенсификации пассажирских перевозок и деловых связей. Гиперзвуковые пассажирские самолеты с числом Маха 6 смогут обеспечить малоутомительную продолжительность перелета (не более 4 часов) на международных маршрутах с дальностью около 10 тыс. км, таких как Европа (Париж) – Южная Америка (Сан-Паулу), Европа (Лондон) – Индия, США (Нью-Йорк) – Япония. Вспомним, что время полета сверхзвукового «Конкорда» от Нью-Йорка до Парижа составляло около 3 часов, а «Боинг-747» затрачивает на этом маршруте около 6,5 часа. Самолеты будущего с числом Маха 10



EOS (орбитальная ступень)

ELAC (несущая ступень)

СЛОВАРЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕРМИНОВ

Число Маха – параметр, характеризующий, во сколько раз скорость летательного аппарата (или газового потока) больше скорости звука

Гиперзвуковая скорость – нестрогий термин для обозначения скорости с числом Маха, превышающим 4 ÷ 5

Число Рейнольдса – параметр, характеризующий соотношение между силами инерции и силами вязкости в потоке

Угол атаки – наклон плоскости крыла к линии полета

Скачок уплотнения (ударная волна) – узкая область течения, в которой происходит резкое падение скорости сверхзвукового газового потока, приводящее к скачкообразному увеличению плотности

Волна разрежения – область течения, в которой происходит резкое уменьшение плотности газовой среды

Схема модели двухступенчатой аэрокосмической системы ELAC–EOS. Эти аппараты будут взлетать и садиться горизонтально, подобно обычным самолетам. Предполагается, что длина полномасштабной конфигурации составит 75 м, а размах крыла – 38 м. По: (Рейбл, Якобс, 2005)

за 4 часа смогут преодолеть 16–17 тыс. км, совершив беспосадочный перелет, например, из США или Европы в Австралию.

Новые подходы

Для гиперзвуковых самолетов необходимы новые технологии, совершенно отличные от тех, которые присущи современным самолетам и вертикально взлетающим космическим аппаратам. Конечно, ракетный

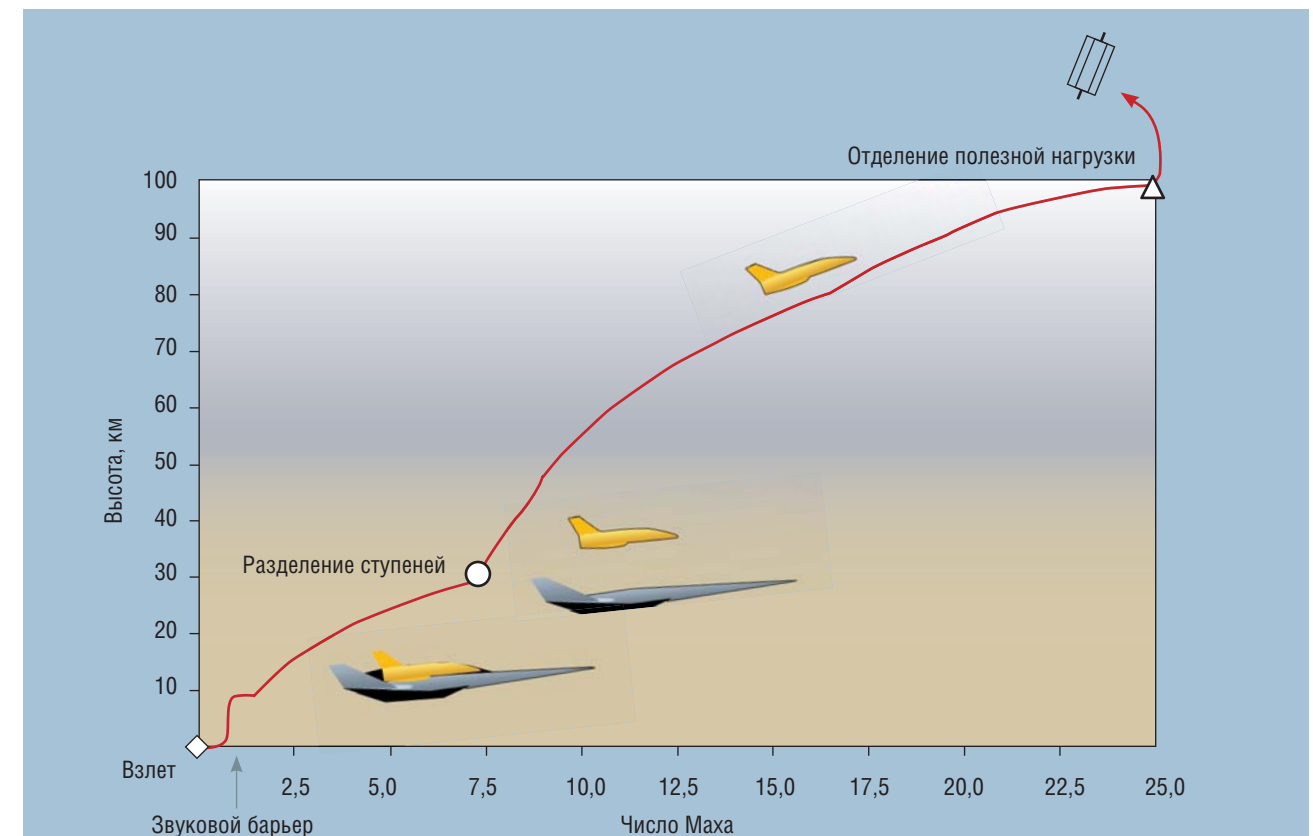
двигатель производит большую тягу, но он расходует горючее в огромных количествах, и к тому же ракета должна нести окислитель на борту. Поэтому использование ракет в атмосфере ограничивается кратковременными полетами.

Стремление решить эти сложные технические задачи привело к разработке различных концепций космических транспортных систем. Принципиальным направлением, которое активно исследуется ведущими аэрокосмическими фирмами мира, является одноступенчатый ВКС. Такой воздушно-космический самолет, взлетая с обычного аэродрома, может обеспечить доставку на околоземную орбиту полезной нагрузки, составляющей около 3% от взлетного веса. Другая концепция многоразовых систем – двухступенчатые аппараты. В этом случае первая ступень оснащается воздушно-реактивным двигателем, а вторая – является орбитальной, и разделение ступеней осуществляется в диапазоне чисел Маха от 6 до 12 на высотах около 30 км.

В 1980–1990 гг. проекты ВКС разрабатывались в США (NASP), Англии (HOTOL), ФРГ (Sänger), Франции (STS-2000, STAR-H), России (ВКС НИИ-1, «Спираль», Ту-2000). В 1989 г. по инициативе Немецкого исследовательского общества (DFG) начались совместные исследования трех германских центров:

Рейн-Вестфальской технической высшей школы в Ахене, Технического университета Мюнхена и Университета Штутгарта. Эти центры, спонсируемые DFG, провели долгосрочную программу исследований, включающую изучение фундаментальных вопросов, необходимых для проектирования космических транспортных систем, таких как общая разработка, аэродинамика, термодинамика, механика полета, двигатель, материалы и пр. Значительная часть работ по экспериментальной аэродинамике была выполнена в сотрудничестве с Институтом теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН. Организация и координация всех исследовательских работ осуществлялись комитетом, который в течение десяти лет возглавлял один из авторов настоящей статьи (Э. Краузе). Мы предлагаем вниманию читателя ряд наиболее наглядных визуальных материалов, иллюстрирующих некоторые результаты, полученные в рамках этого проекта в области аэродинамики.

Полет двухступенчатой системы ELAC–EOS должен охватывать широчайший диапазон скоростей: от преодоления звукового барьера (M = 1) до отделения орбитальной ступени (M = 7) и выхода ее на околоземную орбиту (M = 25). По: (Рейбл, Якобс, 2005)





Большая модель ELAC 1 (длиной более 6 м) в рабочей части германско-голландской аэродинамической трубы DNW малых скоростей.
По: (Рейбл, Якобс, 2005)

Двухступенчатая система ELAC–EOS

Для исследований была предложена концепция двухступенчатого аэрокосмического аппарата (несущая ступень называлась по-немецки ELAC, орбитальная – EOS). Топливо – жидкий водород. Предполагалось, что полномасштабная конфигурация ELAC будет иметь длину 75 м, размах крыла – 38 м и большой угол стреловидности. При этом длина ступени EOS составляет 34 м, а размах крыла – 18 м. Орбитальная ступень имеет эллиптическую носовую часть, центральный корпус с полуцилиндрической верхней стороной и один киль в плоскости симметрии. На верхней поверхности первой ступени имеется углубление, в котором размещена орбитальная ступень при наборе высоты. Хотя оно неглубокое, при гиперзвуковых скоростях во время разделения ($M = 7$) оказывает существенное влияние на характеристики потока.

Для проведения теоретических и экспериментальных исследований были спроектированы и изготовлены несколько моделей несущей и орбитальной ступеней в масштабе 1:150. Для испытаний при малых скоростях в германско-голландской аэродинамической трубе DNW была сделана большая модель исследуемой конфигурации в масштабе 1:12 (длина более 6 м, масса около 1600 кг).

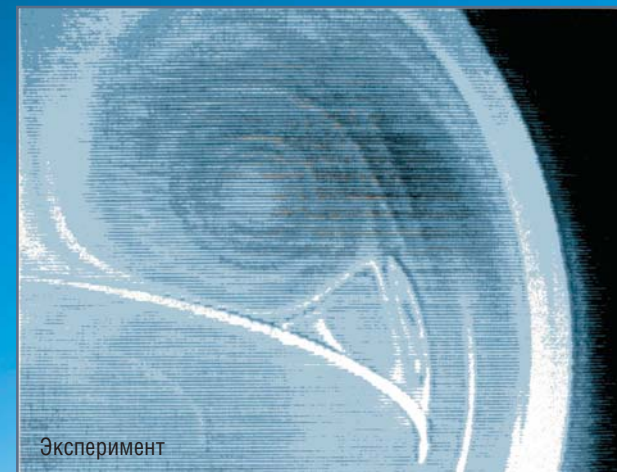
Визуализация сверхзвука

Полет со сверхзвуковой скоростью представляет для исследователя большую сложность, поскольку сопровождается формированием ударных волн, или скачков уплотнения, а летательный аппарат в таком полете проходит несколько режимов обтекания (с различными локальными структурами), сопровождающихся ростом тепловых потоков.

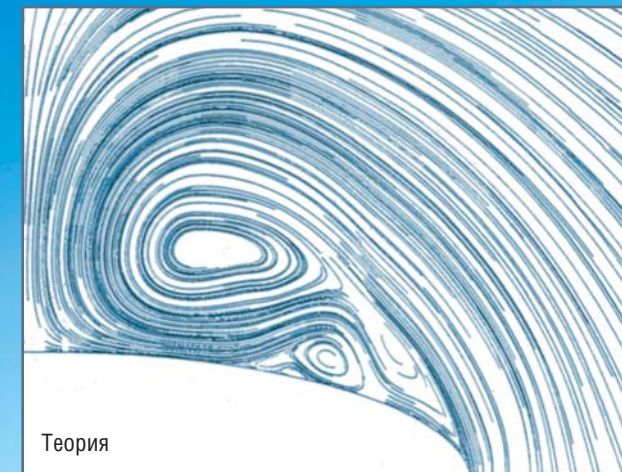
Эта задача в проекте ELAC–EOS исследовалась и экспериментально, и численно. Большинство экспериментов было проведено в аэродинами-



Маслосажевая картина линий тока на поверхности модели ELAC 1, полученная в аэродинамической трубе Т-313 Института теоретической и прикладной механики СО РАН.
По: (Krause et al., 1999)



Эксперимент



Теория

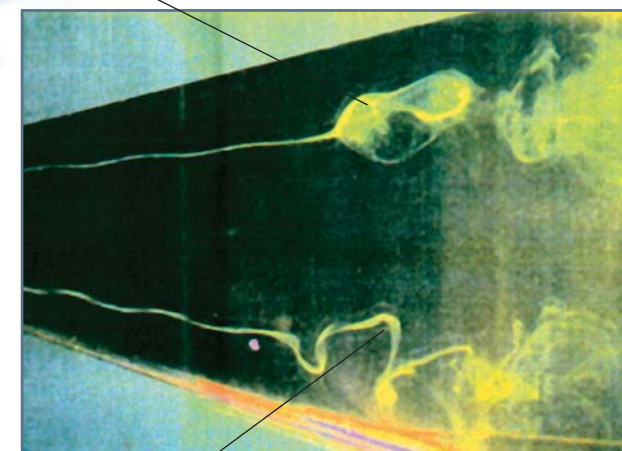
Сравнение результатов численного моделирования вихревых структур на подветренной стороне модели ELAC 1 (справа) и экспериментальной визуализации методом лазерного ножа (слева). Результаты численного расчета получены решением уравнений Навье–Стокса для ламинарного течения при числе Маха $M = 2$, числе Рейнольдса $Re = 4 \cdot 10^6$ и угле атаки $\alpha = 24^\circ$. Расчетные вихревые картины похожи на наблюдаемые экспериментально; имеются различия в поперечных формах отдельных вихрей. Заметим, что набегающий поток перпендикулярен плоскости картинки. По: (Stromberg et al., 1996)

ческой трубе Т-313 ИТПМ СО РАН в Новосибирске. Число Маха набегающего потока в этих экспериментах изменялось в диапазоне $2 < M < 4$, число Рейнольдса – $25 \cdot 10^6 < Re < 56 \cdot 10^6$, а угол атаки – в диапазоне $-3^\circ < \alpha < 10^\circ$. При этих параметрах измерялось распределение давлений, аэродинамические силы и моменты, а также выполнялась визуализация линий тока на поверхности модели.

Полученные результаты в числе прочего ясно демонстрируют образование вихрей на подветренной стороне. Панорамные картины течений на поверхности модели визуализировались посредством покрытия специальными жидкостями или маслосажевой смесью. В типичном примере маслосажевой визуализации видно, как поверхностные линии тока сворачивают внутрь от передней кромки крыла и стекаются в линию, ориентированную приблизительно в направлении течения. Наблюдаются также другие полосы, направленные в сторону центральной линии модели.

Эти четкие следы на подветренной стороне характеризуют поперечное течение, трехмерную структуру которого можно наблюдать с помощью метода лазерного ножа. С увеличением угла атаки поток воздуха перетекает с наветренной поверхности крыла на подветренную, формируя сложную вихревую систему. Отметим, что первичные вихри с пониженным давлением в ядре вносят положительный вклад в подъемную силу аппарата. Сам метод лазерного ножа основан на фотографировании когерентного излучения, рассеянного

Вихревой пузырь в переходном состоянии



Полностью развившаяся вихревая спираль

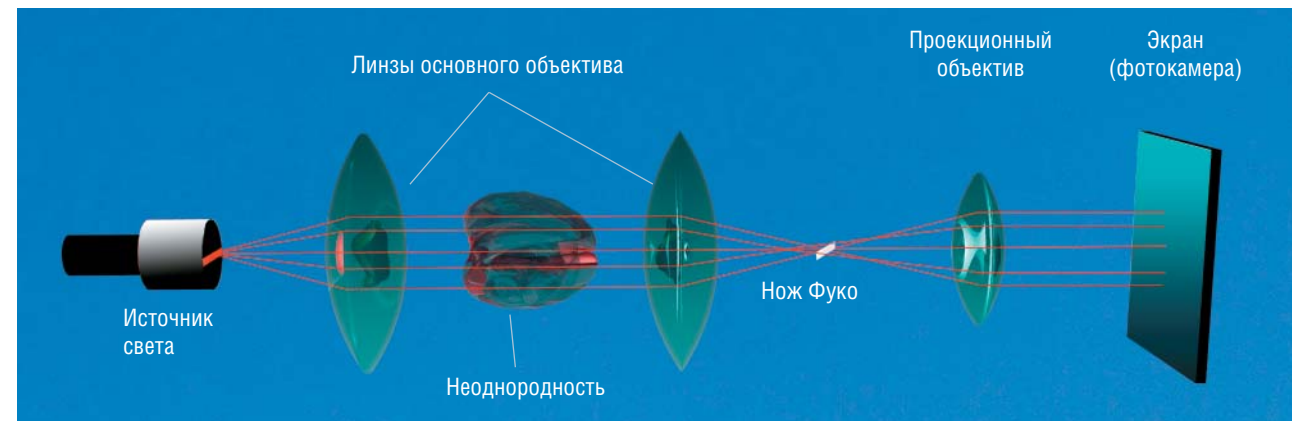
Процессы распада вихрей на подветренной стороне конфигурации ELAC 1 визуализировались посредством впрыска флуоресцентной краски. По: (Stromberg, Limberg, 1993)

на вводимых в поток твердых или жидких микрочастицах, распределение концентрации которых обуславливается структурой исследуемых течений. Когерентный источник света формируется в виде тонкой световой плоскости, что, собственно, и дало название методу. Интересно, что с точки зрения обеспечения необходимой контрастности изображения очень эффективными оказываются микрочастицы обычной воды (туман).

При определенных условиях ядра вихрей могут разрушаться, что уменьшает подъемную силу крыла. Этот процесс, называемый срывом вихря, развивается

по типу «пузырь» или «спираль», визуальные различия между которыми демонстрирует фотография, сделанная с помощью впрыска флуоресцентной краски. Обычно пузырьковый режим срыва вихря предшествует распаду по спиральному типу.

Полезную информацию о спектрах сверхзвукового обтекания летательных аппаратов дает *теневой метод Теплера*. С его помощью визуализируются неоднородности в газовых потоках, при этом особенно хорошо видны скачки уплотнения и *волны разрежения*.



ТЕНЕВОЙ МЕТОД ТЕПЛЕРА

Еще в 1867 г. немецкий ученый А. Теплер предложил метод обнаружения оптических неоднородностей в прозрачных средах, который до сих пор не потерял актуальности в науке и технике. В частности, он широко применяется для исследования распределения плотности воздушных потоков при обтекании моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах.

Оптическая схема одной из реализаций метода представлена на рисунке. Пучок лучей от щелевого источника света системой линз направляется через исследуемый объект и фокусируется на кромке непрозрачной ширмы (так называемый *нож Фуко*). Если в исследуемом объекте нет оптических неоднородностей, то все лучи задерживаются ножом. При наличии неоднородностей лучи будут рассеиваться, и часть их, отклонившись, пройдет выше кромки ножа. Поставив за плоскостью ножа Фуко проекционный объектив, можно спроектировать эти лучи на экран (направить в фотокамеру) и получить изображение неоднородностей.

Рассмотренная простейшая схема позволяет визуализировать *градиенты плотности* среды, перпендикулярные кромке ножа, градиенты же плотности по другой координате приводят к смещению изображения вдоль кромки и не меняют освещенности экрана. Существуют различные модификации метода Теплера. Например, вместо ножа устанавливается оптический фильтр, состоящий из параллельных полосок разных цветов. Или используется круглая диафрагма с цветными секторами. В этом случае при отсутствии неоднородностей лучи из разных точек проходят через одно и то же место диафрагмы, поэтому все поле окрашено в один цвет. Появление неоднородностей обуславливает отклонение лучей, которые проходят через разные секторы, и изображения точек с различным отклонением света окрашиваются в соответствующие цвета.



Эта теневая картина обтекания модели ELAC 1 получена оптическим методом Теплера в сверхзвуковой аэродинамической трубе в Ахене. По: (Hänel et al., 1993)

Теневая фотография обтекания модели ELAC 1 с воздухозаборником в гиперзвуковой ударной трубе ($M = 7,3$) в Ахене. Красивые радужные сполохи в правой нижней части снимка представляют собой хаотические течения внутри воздухозаборника. По: (Оливье и др., 1996)



Теоретическое распределение чисел Маха (скоростей) при обтекании двухступенчатой конфигурации ELAC–EOS (число Маха набегающего потока $M = 4,04$). По: (Брейтсамтер и др., 2005)

Разделение ступеней

Разделение несущей и орбитальной ступеней – одна из самых трудных задач, рассмотренных в ходе работы над проектом ELAC–EOS. В целях безопасности маневрирования этот этап полета требует особенно тщательного изучения. Численные исследования его различных фаз были проведены в центре SFB 255 при Техническом университете Мюнхена, а вся экспериментальная работа выполнена в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН. Испытания в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 включали в себя визуализацию обтекания полной конфигурации и измерения аэродинамических характеристик и поверхностных давлений в процессе разделения ступеней.

Модель нижней ступени ELAC 1С отличалась от первоначального варианта ELAC 1 отсеком небольшой глубины, в котором должна располагаться орбитальная ступень во время взлета и набора высоты. Компьютерное моделирование проводилось при числе Маха набегающего потока $M = 4,04$, числе Рейнольдса $Re = 9,6 \cdot 10^6$ и нулевом угле атаки модели EOS.

Наблюдалось хорошее согласие между расчетными и экспериментальными данными, что подтверждает надежность численного решения при прогнозировании гиперзвуковых течений. Пример расчетной картины распределения чисел Маха (скоростей) в потоке во время процесса разделения представлен на этой странице. На обеих ступенях видны скачки уплотнения и локальные разрежения. У задней части конфигурации ELAC 1С в реальности разрежения не будет, поскольку там разместится гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель.

В целом можно сказать, что исследования аэродинамической концепции двухступенчатой системы ELAC–EOS, инициированные Немецким исследовательским обществом DFG, оказались успешными. В результате обширного комплекса теоретических и экспериментальных работ, в которых участвовали научные центры Европы, Азии, Америки и Австралии, был выполнен полный расчет конфигурации, способной к горизонтальному взлету и посадке в стандартном аэропорту, решены аэродинамические

задачи полета с низкими, сверхзвуковыми и особенно гиперзвуковыми скоростями.

В настоящее время ясно, что создание перспективного аэрокосмического транспорта требует еще детальных исследований по разработке гиперзвуковых воздушно-реактивных двигателей, надежно работающих в широком диапазоне скоростей полета, высокоточных систем управления процессами разделения ступеней и посадки орбитального модуля, новых высокотемпературных материалов и т.д. Решение всех этих сложных научно-технических задач невозможно без объединения усилий ученых разных стран. И опыт данного проекта только подтверждает: долговременное международное сотрудничество становится неотъемлемым элементом аэрокосмических исследований.

- Лутерпатура*
 Kharitonov A.M., Krause E., Limberg W. et al. // J. Experiments in Fluids. – 1999. – V. 26. – P. 423.
 Brodetsky M.D., Kharitonov A.M., Krause E. et al. // J. Experiments in Fluids. – 2000. – V. 29. – P. 592.
 Brodetsky M.D., Kharitonov A.M., Krause E. et al. // Proc. at X Int. Conference on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk. – 2000. – V. 1. – P. 53.
 Krause E., Brodetsky M.D., Kharitonov A.M. // Proc. at WFAM Congress. Chicago, 2000.
 Бродецкий М.Д., Краузе Э., Нукифоров С.Б. и др. // ПМТФ. – 2001. – Т. 42. – С. 68.

Авторы и редакция благодарят О. Ильмаза (Аэродинамический институт Рейн-Вестфальской технической высшей школы в Ахене, Германия) за помощь в подготовке иллюстраций