

За звуковым барьером



С. А. Христианович — академик АН СССР, выдающийся механик и математик, один из основателей СО АН СССР. Организатор и первый директор Института теоретической и прикладной механики (1957—1965 гг.)

В настоящее время пассажирские перевозки осуществляются магистральными самолетами, летающими с околозвуковыми скоростями. Эксплуатация сверхзвуковых пассажирских самолетов станет возможной лишь при успешном решении проблемы «звукового удара».

Дальность крейсерского полета магистрального самолета пропорциональна скорости полета — аэродинамическому качеству, являющемуся отношением подъемной силы к силе сопротивления, — и обратно пропорциональна расходу топлива на создание тяги. Естественно, дальность полета тем больше, чем больше запас топлива на борту. При фиксированной же дальности полета за-

траты топлива тем меньше, чем больше скорость полета и выше аэродинамическое качество самолета.

Работы, направленные на увеличение скорости полета и повышение аэродинамического качества, были начаты еще в 30-х гг. прошлого столетия. На рубеже 1930—1940-х гг. в связи с развитием скоростной авиации перед авиационной наукой встали новые сложные проблемы. Выяснилось, что увеличение скоростей полета приводит к резкому возрастанию сопротивления крыльев и других частей самолета. Оказалось, что подобный феномен может быть вызван возникновением в потоке таких областей, в которых воздух движется относительно обтекаемого тела со скоростью, превосходящей скорость звука. В Германии и США утвердилось мнение, что увеличение сопротивления обусловлено только отрывом воздушного потока в хвостовой части профиля, происходящим вследствие скачка уплотнения — узкой области течения, в которой происходит резкое падение скорости: от сверхзвуковой к дозвуковой.

В 1940 г. в Центральном аэродинамическом институте (ЦАГИ) под руководством С. А. Христиановича, который незадолго до этого возглавил лабораторию аэродинамики больших скоростей, было вычислено сопротивление, вызванное наличием подобных скачков (волновое сопротивление), и продемонстрировано, что это сопротивление и при отсутствии срыва потока может достигать тех величин, которые были зафиксированы в ходе экспериментов. Оказалось, что скачок уплотне-

За самолетом видны так называемые замыкающие скачки уплотнения, возникающие во время полета на сверхкритической скорости. Из-за уменьшения кинетической энергии полное давление газа после прохождения им скачка уплотнения понижается. В термодинамике такой процесс называется необратимым. Благодаря открытию этого явления удалось объяснить причины роста сопротивления крыловых профилей при обтекании их трансзвуковым набегающим потоком. Скачки уплотнения также являются причиной «звукового удара» во время полета сверхзвуковых самолетов

ния приводит к падению давления в хвостовой части профиля, и это обстоятельство способствует росту сопротивления обтекаемого тела. Отрыв потока, часто сопровождающий скачок уплотнения, лишь дополнительно снижает давление в той же части профиля.

Для проведения опытов, подтверждающих теоретически полученные результаты, необходимо было создать аэродинамическую трубу с трансзвуковой скоростью в рабочей части. В такой установке ударные волны, возникающие при обтекании модели крыла трансзвуковым потоком, отражаясь от стенок рабочей части, падают на поверхность модели и существенно меняют структуру воздушного течения.

Христиановичем была разработана теория «коротких» волн, позволившая решать задачи взаимодействия ударных волн с различными поверхностями. Выяснилось, что полупроницаемые поверхности значительно ослабляют интенсивность отраженных волн. Так появилась идея перфорации стенок рабочей части трансзвуковой аэродинамической трубы. Впервые подобная труба была создана в 1946 г. в ЦАГИ. Сейчас трубы с перфорацией стенок являются неотъемлемой частью аэродинамических лабораторий всего мира.

В последующих исследованиях, которые были проведены С. А. Христиановичем и его сотрудниками, за короткий срок удалось полностью решить задачу влияния сжимаемости течения на распределение давления по крылу. Был установлен фундаментальный закон стабилизации. При наступлении критической скорости сначала происходит замедление роста скорости у поверхности профиля по сравнению с ростом скорости набегающего потока. Затем возрастание скорости вообще прекращается, и распределение значений числа Маха (отношение

С помощью подвода энергии можно уменьшить размеры сверхзвуковой зоны и интенсивность замыкающего скачка уплотнения, что приводит к значительному снижению волнового сопротивления. На графиках показаны поля чисел Маха при обтекании симметричного профиля: и без подвода энергии (а) и с подводом энергии (б—г)



Подробнее на <https://scfh.ru/> в разделе «Математика и механика»

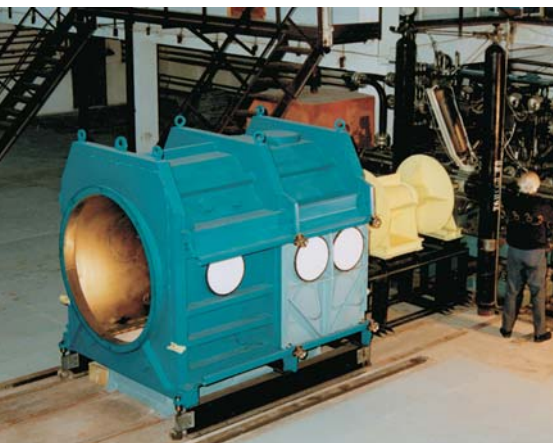
скорости полета к скорости распространения звуковых волн) по поверхности профиля от его носка до скачка уплотнения остается постоянным, не зависящим от скорости набегающего потока. На основе этого распределения, названного предельным распределением чисел Маха, вычисляется «предельная кривая давления».

Этот закон позволил Христиановичу разработать метод расчета аэродинамических характеристик трансзвуковых профилей. (Следует иметь в виду, что в то время не было ЭВМ и все расчеты производились на логарифмических линейках и арифмометрах.)

Идея управления положением замыкающего скачка уплотнения стимулировала поиск новых способов воздействия на течение. Выяснилось, что управлять положением и интенсивностью замыкающего скачка уплотнения можно не только с помощью изменения формы профиля, но и с помощью подвода энергии в поток. Расчеты показали, что ее целесообразнее подводить вблизи поверхности крыла в очень малых количествах.

Проблемы, которыми занимался академик Христианович, были актуальными всегда, а многие из них остаются актуальными и сегодня. И в решении одной из таких задач — создание и развитие авиации больших скоростей — ученый внес весомый вклад, послуживший толчком для развития новых научных направлений.

Академик В. М. Фомин, д. ф.-м. н. С. М. Аульченко, к. т. н. А. Ф. Латыпов (Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, ННЦ)



Аэродинамическая труба нового поколения, предназначенная для моделирования полета воздушно-космических аппаратов

