УДК 533.6.055

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Костарев А.А., Колесников А.А.

ФГУП ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Самара, Россия

АННОТАЦИЯ

Проводится обзорное рассмотрение вопросов аэрогазодинамики транспортно-космических систем (ТКС), определения аэрогазодинамических характеристик. Кратко описывается ряд задач в области аэрогазодинамики с которыми сталкивается конструктор при проектировании ТКС.

Приводится краткое описание этапов разработки, описание задач, методов решения, видов разрабатываемых аэродинамических моделей и экспериментальных исследований, которые применяются для подтверждения расчетных характеристик. Приводятся основные аэродинамические характеристики используемые в качестве исходных данных для расчета баллистики устойчивости и управляемости, нагрузок и прочности. Затрагиваются вопросы численного моделирования ТКС средствами современных программных комплексов.

ВВЕДЕНИЕ

Создание ТКС имеет ряд принципиальных особенностей существенно отличающих их от пилотируемых самолетных комплексов. Отработка самолетных комплексов начинается с расчетных и экспериментальных исследований в аэродинамических трубах и на стендах и заканчивается летными испытаниями с замерами телеметрических параметров функционирования систем самолета. При первых летных испытаниях у самолетов, в случае отказа какой-нибудь из многочисленных систем, есть шанс вернуться на аэродром базирования и внести необходимые доработки. Для ТКС все это, к сожалению, отсутствует. При проектировании используются только расчетные и экспериментальные методы, которые не всегда моделирует реальный полет. ТКС (или ракета-носитель (РН)) по своей сути является средством выведения одноразового использования и отказ любой системы может стать причиной аварийного пуска РН. В связи с этим предъявляются повышенные требования к объему и качеству наземной отработки.

ЭТАПЫ И ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ НОВЫХ И МОДЕРНИЗАЦИИ СУЩЕСТВУЮЩИХ ОБРАЗЦОВ ИЗДЕЛИЙ РКТ

При проектировании ракетно-космической техники (РКТ) неотъемлемой частью создания новых образцов изделий является аэродинамическое проектирование. Существует ряд задач в области аэрогазодинамики и теплообмена без решения которых, не возможно создание новых или модернизация существующих образцов изделий РКТ. При этом решение вопросов аэрогазодинамики и теплообмена стоит в начале "технологической цепочки" проектирования новых изделий.

Создание новой системы можно кратко разбить на следующие циклы проектирования:

Этап технического предложения (аванпроект): На данном этапе определяются принципиальные схемы выведения на орбиту, определяются основные принципы функционирования систем, виды топлива, прорабатывается большое количество конструктивных схем ТКС с целью определения оптимальной схемы конструктивного исполнения. Определяются основные энергетические характеристики и летные качества, которые в будущем будут удовлетворять требованиям тактико-технического задания.

Этап эскизного проектирования: На данном этапе определяются с основным вариантом кон-

© Костарев А.А., Колесников А.А.

структивно-компоновочной схемы ТКС, проводится уточнение технических решений принятых на этапе аванпроекта. Проводится детальная проработка конструктивной схемы с целью оптимизации конструкции.

Этап выпуска рабочей документации: На данном этапе проводится конструктивная проработка узлов и агрегатов ТКС. Проводятся комплексы испытаний в подтверждение надежности конструкции и достоверности принятых технических решений.

Для каждой из перечисленных стадий разработки, существует свой узкий круг задач в области аэрогазодинамики и теплообмена, причем уже на стадии эскизного проектирования этот круг значительно расширяется и требует решения задач уже в применении к стадиям функционирования системы.

Условно функционирование ТКС можно разделить на несколько этапов:

- стоянка на стартовом столе;
- старт и начальный участок полета;
- активный участок полета;
- разделение ступеней;
-выход за пределы плотных слоев атмосферы, формирование орбиты.

Рассмотрим подробнее задачи, которые характерны первым четырем участкам функционирования системы.

При стоянке на стартовом столе ТКС подвержена обтеканию ветровым потоком на больших углах атаки $\alpha \approx 90°$ и как следствие, подвергается воздействию ветровых нагрузок. Значения аэродинамических сил от ветрового потока могут усиливаться при наличии на стартовом комплексе дополнительных вспомогательных сооружений – агрегатов обслуживания, дренажно-заправочных мачт, мобильной башни обслуживания и т.д. Зачастую эти инженерные сооружения разнесены на разных расстояниях от РН, имеют разную высоту и неправильную фасеточную форму. Все это, в совокупности с особенностью компоновочной схемы ТКС, может приводить к большим аэродинамическим нагрузкам как самой ТКС, так и удерживающих ее на старте устройств. Немаловажным фактором являются параметры ветрового потока (профиль ветра по высоте, средняя скорость ветра V, направление обдува $\varphi°$ и т.д.), Процесс обтекания ТКС на старте является сугубо нестационарным, а силы действующие на ТКС, в некоторых случаях, могут быть знакопеременными. Так в зависимости от скорости ветрового потока V основной критерий подобия для дозвуковых течений – число Re может изменяться от малых значений до $Re \sim 10^7$, а коэффициент сопротивления кругового цилиндра при этом, может изменяться более чем в пять раз [1]. При проведении расчетов аэродинамических сил и моментов действующих на РН на старте необходимо учитывать все факторы влияющие на аэродинамическое нагружение: параметры ветрового потока, особенности компоновочной схемы ТКС, места расположения стартовых сооружений и т.д. Все эти факторы значительно влияют на структуру обтекания РН.

Как и в случае стоянки на стартовом комплексе, участок начального движения РН характеризуется обтеканием на больших углах атаки. При сходе со стартового стола ракета-носитель постепенно начинает набирать вертикальную скорость, при этом угол атаки системы постепенно уменьшается. Начинается активный участок полета которому присущи разные режимы обтекания. Итак с началом движения ТКС угол атаки α изменяется от 90° до ~ 0°. Начало движения происходит в плотных слоях атмосферы с малыми дозвуковыми скоростями и заканчивается в менее плотных слоях гиперзвуковыми скоростями. С точки зрения минимизации поперечных нагрузок на конструкцию блоков ракеты-носителя для повышения весовой эффективности, РН выводится под углами атаки близкими к 0°. Но все же расчетными, с точки зрения нагружения конструкции для многоблочных ракет простых форм конус-цилиндр, являются углы атаки от 3° до 10°, которые обусловлены траекторией выведения и ветровым сдвигом на больших высотах полета, где скорость в некоторых слоях атмосферы может достигать 50 м/с и более.

Рассмотрим несколько основных расчетных случаев, которые учитываются совместно с массово-инерционными и динамическими характеристиками при расчете нагружения конструкции на активном участке полета. Одним из них будет режим трансзвуковой перестройки течения на поверхности головного обтекателя в районе числа $M \approx 1$. Необходимо отметить, что процесс перестройки течения наблюдается в той или иной мере на всей поверхности конструкции, но особо критичен, с точки зрения нагрузок и прочности, для головного обтекателя под которым устанавливается полезная нагрузка. На протяжении ряда последних десятилетий, в связи с потребностью вывода на орбиту крупногабаритных грузов, в практике проектирования наблюдается тенденция к увеличению надкалиберности головных обтекателей (ГО). Это, в свою очередь, приводит к целому ряду проблем связанных с моделированием физических процессов перестройки течения в диапазоне до-, транс-, и сверхзвуковых скоростей. Трансзвуковая пере-

стройка течения за угловыми кромками конструкции ГО обусловлена резким изменением структуры течения в процессе которого, при возрастании числа Маха, возникают области сверхзвукового течения. Возникновение скачка уплотнения за угловыми кромками ГО ведет к отрыву пограничного слоя с поверхности тела и как следствие возникновению пульсаций давления. Стадия трансзвуковой перестройки течения в совокупности с особенностью компоновочной схемы ТКС, выражена неоднородностью распределения аэродинамических нагрузок по поверхности тела. В ряде случаев, эта неоднородность совместно с «пиковым» характером распределения давления в условиях реального полета летательного аппарата, может привести к разрушению элементов конструкции ТКС. Поэтому этот случай нагружения является расчетным на участке выведения.

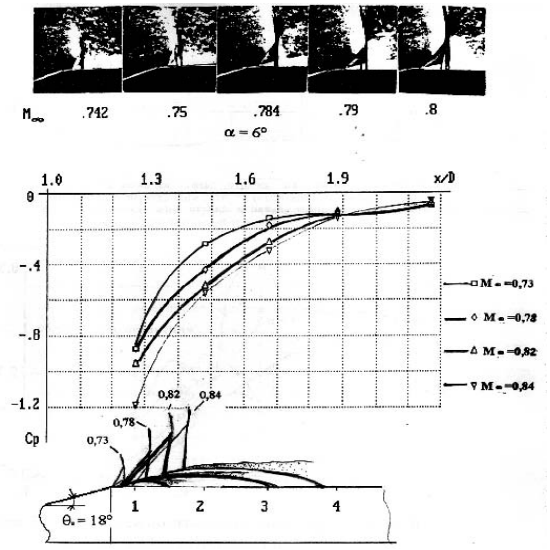

Рис.1 Изменение коэффициента давления Ср на подветренной стороне головного обтекателя при отходе точки отрыва от передней угловой кромки

На рис.1 приведено изменение коэффициента давления Ср на подветренной стороне головного обтекателя при трансзвуковой перестройки течения. Видно, что на поверхности модельного головного обтекателя наблюдается зарождение λ-образного скачка уплотнения и его дальнейшее перемещение вниз по потоку от излома "конус-цилиндр", нагружая таким образом всю цилиндрическую часть ГО. Максимальная амплитуда изменения давления реализуется непосредственно за изломом образующей, к концу ГО она уменьшается.

Вторым расчетным случаем является случай аэродинамического нагружения в районе максимального скоростного напора q_{max} (например, для ракет-носителей типа «Союз» максимум скоростного напора соответствует числу M≈1.6). Если трансзвуковая перестройка течения характеризуется нестационарной составляющей аэродинамических сил (наблюдающаяся в диапазоне чисел M=0.8÷1.1), то участок максимального скоростного напора q_{max} характеризуется максимальными аэродинамическими силами действующими на конструкцию изделия. Число Маха соответствующее qmax определяется траекторными параметрами выведения ТКС.

Для обоих расчетных случаев исходными данными по аэродинамике для расчетов нагружения служат следующие зависимости:

-распределение коэффициента давления по длине конструкции в зависимости от угла образующей, угла атаки и числа маха M Cp = f(φ, α, M, L);

-суммарная погонная аэродинамическая нагрузка $Cy^{\alpha}_{сеч}$ =f(α, M, L); $Cx_{сеч}$ =f(M, L);

-интегральные зависимости Cy^{α}=f(α, M);

m_z =f(M, α); m_x =f(M,γ); m_y =f(M, β)

Также интегральные аэродинамические характеристики системы являются исходными данными для разработки системы управления полетом. В ряде случаев, если ракета-носитель обладает повышенной степенью статической неустойчивости, применяют аэродинамические, струйные или аэродинамические органы управления.

Следующей неотъемлемой частью функционирования системы на активном участке полета является процесс разделения ступеней. Данный процесс является наиболее сложным с технической точки зрения требующий выполнения множества условий. Одним из таких условий является требование по безударному разделению ступеней. В зависимости от вида разделения это достигается механическими, пиротехническими или газодинамическими средствами. Основной особенностью процесса газодинамического разделения ступеней служит силовое воздействие струй двигателей находящихся на верхней ступени ракеты-носителя на отражатель нижней (отделяемой) ступени. При таком разделении струя натекает на отбрасываемую ступень, заставляя тем самым ее отдаляться. В зависимости от конструктивного исполнения межблочного отсека, кроме отражателя струйному воздействию подвержены и другие элементы конструкции - межблочная ферма, донный экран верхней ступени, элементы желобов бортовой кабельной сети и т.д. Элементы конструкции, которые подвержены струйному воздействию являются

важными элементами защиты систем и агрегатов. Так, например отражатель, на который натекает струя высоконапорного газа в большинстве случаев является верхним днищем бака горючего или окислителя ракеты-носителя. В связи с этим предъявляются высокие требования к теплозащите и прочности элементов конструкции подверженных струйному воздействию.

При расчете газодинамического разделения ступеней возникает ряд трудностей связанных с конструктивным исполнением такого рода схем. В межблочном пространстве параметры теплового и силового воздействия зависят от множества факторов: геометрии соплового блока и отражателя, степени нерасчетности струи $\frac{F_a}{F_\infty}$, параметров струи двигателя, циклограммы запуска двигателя и т.д. В виду сложности компоновочных схем межблочных отсеков и газонапряженности процесса разделения, зачастую не удается расчетным методом надежно определять силовое воздействие на элементы конструкции находящиеся в межблочном пространстве. Поэтому большинство исследований в этом направлении носит экспериментальный характер.

На активном участке полета любой ТКС происходит отделение элементов конструкции, которая связана с окончанием функционирования той или иной составной части системы и увеличения энергетических характеристик ТКС при потере массы конструкции.

В конечном итоге масса выводимой полезной нагрузки сильно зависит от выделенных районов падения в которые необходимо "уложить" отделяемые элементы конструкции ракеты-носителя. Определение районов падения отделяемых частей ракеты-носителя - сложная комплексная задача которая требует решения задач динамики движения, аэродинамики, теплового нагружения и прочности сложных по форме и массово-инерционным характеристикам объектов с учетом всей системы возмущений действующей на протяжении их полета.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

При расчете аэродинамических характеристик ТКС конструктор сталкивается с определенными трудностями. Это связано с многорежимностью полета ТКС и существенно нелинейными задачами. Так например невозможно использовать одни подходы при расчете аэродинамических характеристик (АДХ) на до-, транс-, и сверхзвуковых скоростях полета [2]. Большинство инженерных методов по определению АДХ ТКС основаны на применении экспериментальных данных по похожим компоновочным схемам и данным летного эксперимента.

Кроме инженерных методов расчета в практике проектирования все чаще используются современные комплексы численного моделирования уравнений Эйлера или Навье-Стокса. Эти комплексы способны на ранних стадиях разработки изделия проводить проработку большого числа конструктивных схем ТКС с целью определения оптимальной схемы конструктивного исполнения и также позволяющих решить следующий ряд вопросов в области аэрогазодинамики и теплообмена связанных с проектированием ТКС:

− проводить моделирование вязкого пространственного обтекания ТКС в совокупности с особенностью компоновочной схемы. Проводить визуализацию полей течения с целью контроля над физическими процессами перестройки течения на поверхности тела и последующего анализа наиболее нагруженных участков конструкции.

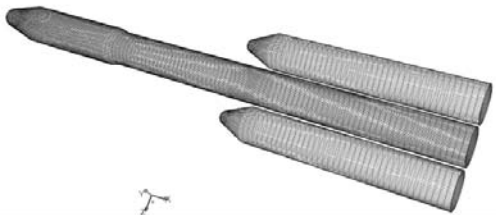

Рис.2 Сеточная модель поверхности РН

Так на рис.2 приведена сеточная модель поверхности перспективной РН для определения интегральных и распределенных аэродинамических характеристик.

− проводить расчеты аэродинамических характеристик таких как: сила лобового сопротивления, подъемная сила и моментные характеристики отделяемых элементов конструкции и ступеней ТКС с целью определения районов падения;

− определять аэродинамические характеристики необходимые для расчетов аварийных трасс и зон отчуждения. На рис.3 представлена сеточная модель бокового блока РН "Союз" применяемая для расчетов круговых аэродинамических характеристик, которые используются в уравнениях

динамики движения на пассивном участке полета для определения зон рассеивания штатно-отделяемых частей конструкции РН.

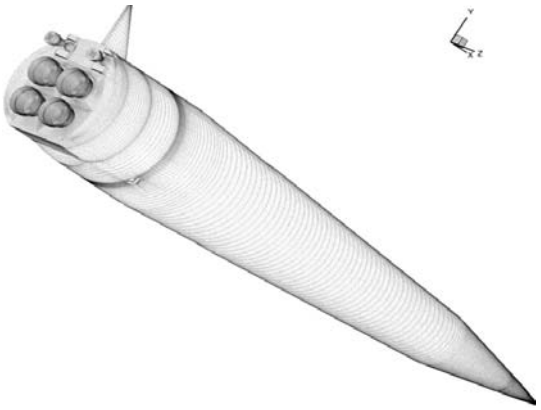

Рис.3 Сеточная модель поверхности бокового блока РН типа «Союз»

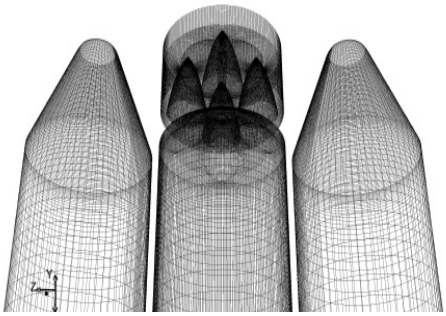

Рис.4 Сеточная модель для моделирования газодинамического процесса разделения ступеней перспективной РН

– проводить расчет газодинамического и теплового нагружения от воздействия струй двигательной установки на отражатель «нижнего» блока при «горячем» разделении ступеней. На рис.4 представлена сеточная модель соплового блока и связки блоков первой ступени перспективной ракеты-носителя для моделирования процесса газодинамического разделения ступеней.

С использованием данной сеточной модели моделируется работа двигателей "верхней"ступени. Также моделируется разное положение между блоком второй ступени и связки блоков первой ступени для определения сил и моментов действующих как на связку блоков первой ступени в целом, так и на центральный и боковой блок отдельно. Данная блочно-структурированная конечно-разностная сетка кроме моделирования газодинамических параметров используется и для определения параметров струйного теплообмена необходимого для расчета и подбора теплозащитного покрытия элементов конструкции.

Современные программные продукты предоставляют широкие возможности по включению в свой решатель пользовательских модулей-подпрограмм, которые позволяют конструктору проводить решения узкого круга задач в области нестационарной газодинамики, например такие как струйное воздействие на конструкцию РКН и элементов стартового сооружения при старте ТКС.

Численное моделирование задач аэрогазодинамики современных ТКС является сложной задачей. Это объясняется, с одной стороны, многообразием ТКС и особенностью геометрии, а с другой - физической сложностью течений: возникновением при сверхзвуковых скоростях местных дозвуковых зон, или наоборот, при малых околозвуковых скоростях местных сверхзвуковых с последующим торможением потока и возникновением в местах сильных градиентов отрывных зон. Не подменяя собой полностью эксперимент, численное моделирование в то же время, является мощным инструментом позволяющим получать дополнительные данные или, когда корректное моделирование в экспериментальных установках невозможно, необходимые данные для оценки аэродинамических характеристик разрабатываемых летательных аппаратов в условиях их полета и особенностях течений.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НА МОДЕЛЯХ

Задача создания транспортных космических систем содержит ряд специфических особенностей, отличающих ее от задач создания обычных пилотируемых летательных аппаратов. В отличие от самолетов транспортные космические системы до выхода на расчетные параметры полета не могут быть испытаны в летных условиях с возвращением на место старта. Поэтому их аэродинамические характеристики должны быть определены до первого пуска с точностью, необходимой для безаварийного полета.

Обычно самолеты создаются под определенный характерный режим полета (дозвуковой или сверхзвуковой). А вот трансзвуковой режим полета для многих самолетов не является характерным и расчетным. В отличие от этого транспортные космические системы являются многорежимными. Начиная с малых дозвуковых скоростей при сходе со старто-

© Костарев А.А., Колесников А.А.

вого стола, они проходят трансзвуковой режим полета, а затем зону максимальных скоростных напоров, при которых, реализуются максимальные аэродинамические нагрузки. За этим следует гиперзвуковой режим, который может начинаться в плотных слоях атмосферы и переходить в разреженные слои .

Наконец, практически каждая транспортная космическая система является уникальной конструкцией, представляющая собой определенный этап в развитии космической техники. Ее создание требует новых данных получаемых из большого объема экспериментальной отработки.

Согласно нормативным документам по созданию ракетно-космической техники, аэрогазодинамические характеристики, полученные расчетными методами, должны быть подтверждены экспериментально. Рассмотрим несколько примеров экспериментальной отработки вопросов аэрогазодинамики РН. При экспериментальном определении интегральных АДХ для последующего их использования в задачах баллистики, устойчивости и управляемости движения используют геометрически подобную весовую модель с установкой на ней тензометрических весов. Создаваемая аэродинамическая модель должна одновременно удовлетворять многим условиям и с точки зрения физики обтекания сохраняя критерии подобия и соответствовать техническим условиям аэродинамической установки, в которой предполагается проведение испытаний. Для многоблочных ТКС, помимо определения суммарных АДХ всей системы, применяют и взвешивание отдельных блоков. Таким образом, определяются аэродинамические нагрузки, действующие на полную модель и на ее составные части и элементы. Такая методика позволяет определять не только суммарные аэродинамические характеристики, но и АДХ ее элементов в условиях взаимной интерференции. На рис.5 представлена весовая аэродинамическая модель РН "Союз" с ГО Ø 4.11м используемой для определения интегральных АДХ.

При расчете нагружения конструкции используют распределение давления по поверхности ТКС. Для экспериментального определения данного параметра используют дренажные модели. Данный тип модели существенно сложнее в проектировании и изготовлении чем весовая модель. Для замера давления, которое реализуется при обтекании на заданном режиме в определенной точке поверхности, необходимо сделать отверстие на поверхности модели с последующей протяжкой дренажной трубки к измеряемому манометру или пневмокоммутатору. В зависимости от сложности и масштаба модели для построения полной картины распределения давления требуется большое количество дренажных точек замера.

Данные модели охватывают только узкий круг экспериментальной отработки в подтверждение надежности создаваемого изделия. Существует также другой класс экспериментальных моделей используемых для отработки вопросов аэрогазодинамики и теплообмена. Все они по-своему уникальны, как и уникальны их прототипы - ТКС.

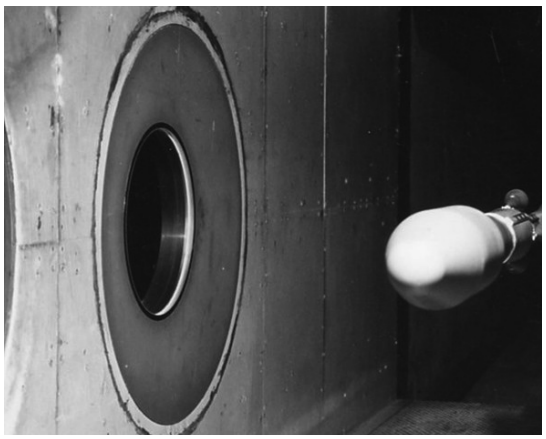

Рис.5 Аэродинамическая модель для определения интегральных аэродинамических характеристик в экспериментальной установке

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Аэродинамическое проектирование ракетно-космической техники трудоемкий процесс, требующий решения сложных задач и нестандартного подхода. Задачи аэрогазодинамики порой тесно связаны с неаэродинамическими вопросами, такими как прочность и аэроупругость, аэродинамический нагрев, система управления и стабилизации движения и т.д. Собственно каждый из перечисленных выше вопросов, с которыми сталкивается конструктор при аэродинамическом проектировании, представляет собой большой интерес, а решение задач аэрогазодинамики в сочетании с неаэродинамическими задачами могут представлять собой отдельные области исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров К.П. Аэродинамика транспортных космических систем. – М,:Эдиториал УРСС, 2000. – 368 с.
2. Краснов Н.Ф. Кошевой В.Н. и др. Аэродинамика ракет. – М,: Высшая школа, 1968. – 772 с.