

Доцент, канд. техн. наук С. И. КУЗЬМИН

О РАБОТЕ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА В УСЛОВИЯХ СКОРОСТНОГО НАГРЕВА

1. Тепловой баланс самолета, летящего с большой скоростью, в общем виде.

а) Теплообмен между поверхностью обшивки самолета и окружающей атмосферой. Удельный поток тепла пропорционален коэффициенту теплопередачи и разнице температур.

б) Нагрев пограничного слоя от торможения воздушного потока в реальной вязкой жидкости. Наличие высоких температур в точках заторможенного потока (оплавление носка металлической модели снаряда в сверхзвуковом потоке при длительном движении) и несколько меньшая температура напрева пограничного слоя на остальной поверхности.

в) Теплообмен за счет поглощения лучистой энергии и лучеиспускания.

г) Движение потока тепла с поверхности обшивки вглубь конструкции. Получается либо при неустановившемся режиме, либо при наличии внутренней системы охлаждения.

д) Влияние времени полета заключается в том, что при установившемся длительном движении, при отсутствии систе-

мы охлаждения, вся конструкция приобретет одинаковую высокую температуру. При наличии системы охлаждения внутренние части конструкции принимают более низкую температуру и между ними и периферийными частями устанавливается стационарный тепловой поток. При кратковременном полете температура различных внутренних частей конструкции может быть произведена методами, применяемыми при изучении нестационарных процессов (см. М. А. Михеев — «Основы теплопередачи», изд. М-Л, 1956 г., стр. 261—288, Теплопроводность при нестационарном режиме).

2. Влияние повышения температуры на конструкцию летящего аппарата.

а) При использовании в конструкции материалов, имеющих различные коэффициенты теплового расширения, даже при равномерном нагреве, появятся внутренние напряжения в конструкции.

б) При нестационарном режиме даже в однородном материале появятся внутренние напряжения.

в) Потеря прочности материалами при высоких температурах ставит предел достижению более высоких скоростей полета в плотных слоях атмосферы и приводит к необходимости применения либо более термостойких материалов, либо теплоизоляции, либо внутреннего охлаждения. В наиболее тяжелых случаях должна применяться комбинация указанных мероприятий.

3. Применение находящихся в настоящее время в распоряжении конструктора жаростойких титановых сталей позволит в ближайшее время овладеть скоростями полета $4\div 6$ М на высоте 30 км.

4. Скоростной нагрев опасен для аппаратов, набирающих скорость с относительно небольшим ускорением в плотной атмосфере.

Быстрый пролет плотной атмосферы со средними величинами относительного ускорения (например с $j = 50$ м/сек² $\approx 5g$) дает время взлета до высоты H , в секундах:

| | | | | |
|-------------|----|----|-----|-----|
| H (км) = | 30 | 50 | 120 | 200 |
| t (сек) = | 35 | 45 | 70 | 90 |

При такой кратковременности нагрева можно обойтись тонким слоем теплоизоляции.

Особенно опасно явление скоростного нагрева для аппаратов, пользующихся трением о воздушный слой для торможения скорости при посадке на землю.

5. В выполнении работы участвовали студенты V курса. Студенты Попов Ю. В., Попивший Л. А. и Полунова Л. И. вы-

полнили эскизные проекты крыльев из различных материалов (сталь ЭЯ-IT, стеклотекстолит, сложная слоистая композиция из тонкого слоя жаростойкой стали, стеклотекстолита и дюралюминия Д-16) под одно и то же задание, для скорости 4 М, на высоте $H = 30$ км.

Студенты Либов Ю. Г. и Колесников Ю. В., положив в основу указанные проекты, рассмотрели изменение их флаттерных характеристик. При этом оказалось, что критическая скорость полета не падает вплоть до температуры, при которой прочность материала начинает катастрофически падать, что соответствует при указанных условиях скоростям, превышающим 5 М.

В основу этих расчетов были положены свойства материалов и их изменения (в зависимости от изменения температуры), собранные студентами Гацуц Л. М. и Потапенко В. М.